



# **Ingénierie système sur le nanosatellite IGOsat, Phase A**

**Moufida Chariet**

Observatoire de Paris,  
Master 2 Outils et Systèmes de l'Astronomie et de l'Espace

Stage Mars-août 2014,

sous la direction de

**Natacha Combier**

Université Paris Diderot

# Table des matières

<b>Acronymes</b>	<b>5</b>
<b>1 Introduction</b>	<b>7</b>
<b>2 Etude du système</b>	<b>10</b>
2.1 Définition du système	10
2.1.1 Architecture interne	10
2.1.2 Interface externe	13
2.2 Définition et description détaillée de la plateforme	13
2.2.1 Structure	14
2.2.2 Ordinateur de Bord	15
2.2.3 Alimentation	17
2.2.4 SCAO	17
2.2.5 Télécommunication	18
2.2.6 Module thermique	19
2.3 Charges Utiles	21
2.3.1 GPS	21
2.3.2 Scintillateur	22
<b>3 Les modes opérationnels d'IGOsat</b>	<b>24</b>
3.1 Mode économique et de sécurité :	24
3.1.1 Mode caillou :	24
3.1.2 Mode detumbling :	25
3.1.3 Mode survie :	25
3.2 Mode d'émission entre les modes de mesure :	26
3.2.1 Mode plateforme :	26
3.3 Modes d'acquisition des données	27
3.3.1 Mode mission 1 :	27
3.3.2 Mode mission 2 :	28
3.3.3 Mode mission 3 :	28
<b>4 Simulateur comportemental d'IGOSAT</b>	<b>31</b>
4.1 Philosophie du simulateur	31
4.1.1 Architecture du simulateur :	32
4.2 Analyse des besoins	32
4.2.1 Données Housekeeping	32
4.2.2 Paramètres housekeeping pour chaque sous-systèmes	33
<b>5 Établissement des budgets technique d'IGOsat</b>	<b>36</b>

5.1	Session d'Ingénierie Concourante . . . . .	36
5.2	Etablissement du budget de puissance . . . . .	37
5.3	Etablissement du budget de masse . . . . .	37

# Table des figures

1.1	Organigramme de l'équipe IGOSAT . . . . .	7
1.2	Illustration d'une occultation GPS permettant la mesure du TEC . . . . .	8
1.3	Planning prévisionnel pour le projet IGOSAT [13]. . . . .	9
2.1	Architecture mécanique du nanosatellite IGOSAT. Modélisation obtenue avec IDM-CIC et Sketchup . . . . .	11
2.2	Schématisation de la constitution d'un cube. On peut voir ci-dessus la disposition mécanique de 5 PCB, séparés par des entretoises et rondelles, ainsi que leurs dimensions. . . . .	11
2.3	Liste des interfaces constituant le système IGOsat, ainsi que leurs caractéristiques (type d'interface, surfaces, quantité, matériel). . . . .	12
2.4	Allocation des broches sur l'en-tête PC104. Les connexions typiques utilisées sont représentées ici en couleur : en rouge les broches réservées à l'alimentation en tension, en bleu les broches réservées au bus de données, en vert la masse électrique. . . . .	13
2.5	Dimensions d'un triple cubesat, conformément aux exigences mentionnées dans le document Cubesat Design Spécifications (CDS). La <i>hauteur</i> correspondant à l'axe z, les <i>dimensions du cube</i> aux axes x et y. . . . .	14
2.6	Plan avec les dimensions d'un PCB, vue du dessus [2] . . . . .	14
2.7	Structure ISIS 3U. Source : CubeSat Shop, ISIS structure datasheet. . . . .	15
2.8	Représentation schématique du système et de ses interfaces de communication [3]. . . . .	16
2.9	Tableau résumant le rôle de chaque composant du sous-système d'alimentation . . . . .	17
2.10	Tableau résumant le rôle de chaque composant du sous-système de Contrôle d'Attitude . . . . .	17
2.11	. Source : CubeSat Shop . . . . .	18
2.12	Capteur solaire. Source : CubeSat Shop . . . . .	18
2.13	Tableau indicatifs des caractéristiques thermiques du système IGOsat . . . . .	20
2.14	Illustration d'une occultation entre un GPS et IGOSAT. . . . .	21
2.15	Carte Novatel OEM615 . . . . .	22
2.16	Schématisation de l'architecture de la charge utile scintillateur [8]. . . . .	23
2.17	Carte EASIROC. On peut voir dans les différents cercles de couleurs, les divers éléments constituant cette carte [8]. . . . .	23
3.1	Diagramme comportemental d'IGOsat représentant ses modes de fonctionnement. . . . .	24
4.1	Visualisation du simulateur via l'outil Xcode. . . . .	31
4.2	Paramètre de fonctionnement des composants du sous-système d'alimentation . . . . .	33
4.3	Paramètres de fonctionnement pour le sous-système ODB . . . . .	34
4.4	Paramètres de fonctionnement des composants du système de contrôle d'attitude. . . . .	34
4.5	Paramètres de fonctionnement des composants du système de communication en fonctions de la quantité de données à envoyer. . . . .	34
4.6	Paramètres de fonctionnement des composants de la charge utile GPS. . . . .	34
4.7	Paramètres de fonctionnement des composants de la charge utile scintillateur. . . . .	35

5.1	Tableau du budget de puissance consommé par la plateforme et la charge utile en fonction de chaque modes de fonctionnement du satellite, avec et sans marge système. . . . .	37
5.2	Tableau du budget de masse pour la charge utile et la plateforme, indiquant la somme obtenue pour chaque sous-systèmes et le total pour l'ensemble du système avec et sans marge. . . . .	38
5.3	Budget de masse détaillé pour la plateforme, obtenu sur le logiciel IDM-CIC. . . . .	41
5.4	Budget de masse détaillé pour la charge utile, obtenu sur le logiciel IDM-CIC. . . . .	41
5.5	Budget de consommation de puissance détaillé, pour la plateforme, obtenu sur le logiciel IDM-CIC. . . . .	42
5.6	Budget de consommation de puissance détaillé, pour la plateforme (suite), obtenu sur le logiciel IDM-CIC. . . . .	43
5.7	Budget de consommation de puissance détaillé, pour la charge utile, obtenu sur le logiciel IDM-CIC. . . . .	44
5.8	Poster pour la présentation d'IGOSAT au colloque Symposium 4S à Majorque. . . . .	45

# Acronymes

AIM	Astrophysique, Instrumentation et Modelisation
APC	AstroParticules et Cosmologie
CDS	CubeSat Design Spécifications
CNES	Centre National d'Etude Spatiales
COTS	Components Off-The-shelf
CU	Charge utile
GNSS	Global Navigation Satellite System
ISIPOD	ISIS launch pod
I2C	Inter Integrated Circuit
IPGP	Institut de Physique du Globe de Paris
LEO	Low Earth Orbit
ODB	Ordinateur de Bord
OSAE	Outils et Systèmes de l'Astronomie et de l'Espace
PCB	Printed Circuit Board
SCAO	Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite
SiPM	Silicon PhotoMultiplier
SS	Station Sol
STB	Spécifications Technique de Besoin
TBC	To Be Confirmed
TBD	To Be Defined
TEC	Total Electron Content

# Résumé

Le projet IGOSAT est un projet étudiant, permettant le développement d'un système spatial à bas coût en 5 ans. Débutant en septembre 2012, et développé en grande partie par les étudiants de Paris Diderot, son lancement est prévu pour 2017/2018.

Ce cubesat 3U (10x10x30cm) a pour objectif de mesurer les photons gamma et les électrons de haute énergie piégés dans les ceintures de radiations, ainsi que le contenu électronique total de l'ionosphère.

Dans ce document sera décrit la plateforme d'IGOSAT, développée afin de répondre au mieux aux exigences de la mission, et résumera l'ensemble des solutions techniques retenues. Nous y trouverons donc, par une approche système, en grande partie le dimensionnement effectué à ce stade du projet : cela passe par l'établissement des budgets techniques tels que la consommation d'énergie, la masse du système... et la description des caractéristiques globales du nanosatellite. Cela fera ainsi appel, tout au long du document, aux spécifications et contraintes imposées pour les nanosatellites ainsi que pour notre mission.

# 1 Introduction

IGOSAT, pour *Ionospheric and Gamma-ray Observations SATellite*, est un nanosatellite étudiant développé par le LabEx Univearths, composé de 3 laboratoires (APC, IPGP et AIM). Il bénéficie du soutien du CNES et de l'Université Paris-Diderot.

Actuellement en fin de phase A, IGOSAT est un cubesat composé de 3 unités (10x10x34.5 cm) orbitant à une altitude de 650 km (LEO) environ avec une inclinaison de 97 °.

Le projet est développé dans le but premier d'être pédagogique et de permettre aux étudiants une première expérience dans le domaine des technologies spatiales. Ainsi, de nombreuses formations participent au développement du cubesat et l'équipe varie énormément durant l'élaboration du produit. Avec déjà 20 étudiants de master qui ont travaillé sur le projet en phase 0, cette année le projet a regroupé une équipe de 20 volontaires, 50 étudiants de licences et masters y ont collaborés durant l'année sur des projets d'études, et 7 stagiaires ont complété l'équipe en fin d'année universitaire répartis sur la charge utile ainsi que les principaux sous systèmes.

Toute l'équipe provient de formations différentes telles que le master OSAE de l'Observatoire de Paris, le master Ingénierie Physique des Energies (IPE) de l'Université de Paris Diderot, le master STEP de l'IPGP, l'Ecole d'Ingénieur Denis Diderot (EIDD), l'école Centrale de Paris etc... (voir figure 1.1)

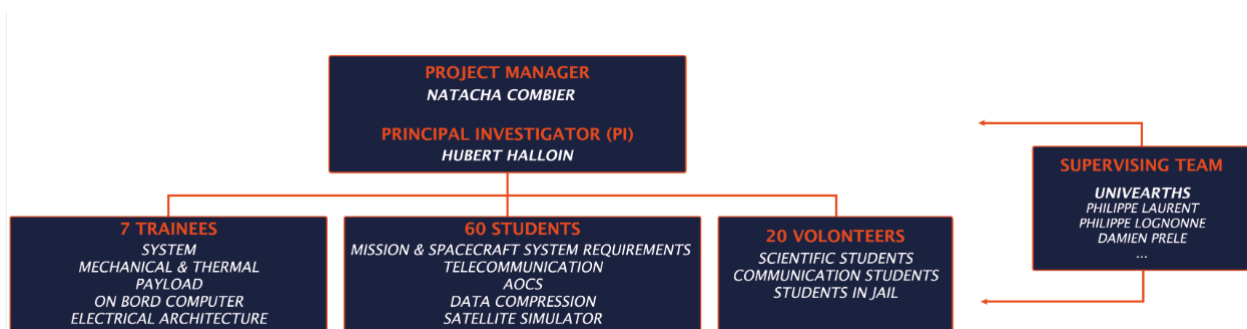


FIGURE 1.1 – Organigramme de l'équipe IGOSAT

Le système IGOSAT a notamment un but de démonstration technologique et testera une nouvelle génération de scintillateur : un Silicon Photomultiplier (SiPM) et une carte EASIROC qui n'ont jamais été utilisés dans le spatial. Comme tous les nanosatellites, le projet IGOSAT a des objectifs scientifiques bien définis : mesurer le flux de particules de hautes énergies de l'ionosphère dans des zones qui présentent une faiblesse du champ magnétique :

- au niveau de l'Anomalie Magnétique de l'Atlantique Sud (AMAS).
- Au niveau des cornets polaires.

IGOSAT embarquera ainsi 2 charges utiles :

- Un scintillateur permettant de détecter les électrons et les photons. Cette charge utile est constituée de 3 éléments :
  - Un scintillateur organique (plastique) sensible aux électrons, englobant un scintillateur inorganique (LaBr<sub>3</sub>, cristal) sensibles lui aussi aux électrons mais aussi aux photons
  - Un photomultiplicateur (SiPM) permettant la détection et l'amplification des photons de faibles énergies émis par le scintillateur.



- Une carte électronique (EASIROC) permettant de lire le signal produit par le SiPM.
- Un récepteur GPS double fréquence permettant de mesurer le contenu électronique totale dans l'ionosphère. A l'aide de la technique d'occultation (voir figure 1.2), le GPS pourra mesurer la différence de phase entre deux signaux ayant traversés l'ionosphère.

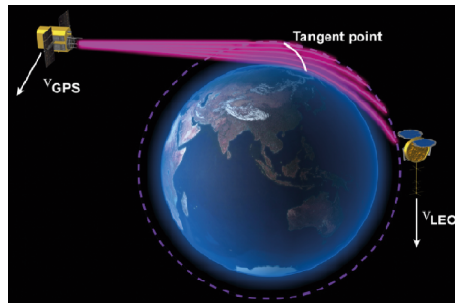


FIGURE 1.2 – Illustration d'une occultation GPS permettant la mesure du TEC

J'ai ainsi eu l'opportunité de faire partie de l'équipe du projet IGOSAT durant un stage de 5 mois, en tant qu'ingénieur système à l'Université de Paris 7, sous la direction de Natacha Combier (chef de projet) et Hubert Halloin (responsable scientifique).

L'équipe à laquelle j'ai été intégré était chargée de la définition préliminaire de chaque sous-système et charge utile, et c'est durant cette période et avec cette équipe que des modèles de structure, des modèles thermiques ainsi qu'électriques, et des simulations (thermiques, comportemental du système) ont débuté et pu être développés.

La première partie de mon stage s'est consacrée à l'étude et la compréhension du projet et du système IGOSAT, notamment par la réalisation et la présentation d'un poster lors d'un colloque international sur les petits satellites (Symposium 4S) à Majorque, organisé par l'ESA (poster en annexe 5.3).

Mon rôle a été notamment de travailler sur les modes opérationnels du nanosatellite, et proposer, sous forme de diagramme, un modèle comportemental du satellite. Puis d'établir, à l'aide d'un logiciel développé par le CNES, les budgets techniques (masse, puissance) consommé par le satellite et ses sous-systèmes, pour ensuite l'intégrer à un logiciel développé par le CNES. Celui-ci nous permet d'attribuer différents modes de fonctionnement à chaque composant du système.

J'ai pu ensuite me focaliser sur un simulateur conçu par des étudiants en informatique, nous permettant d'étudier le comportement du nanosatellite selon ses différents modes de fonctionnement (établi alors précédemment). Ce simulateur permettra d'évaluer le comportement du satellite dans son environnement extérieur, et sa viabilité.

La dernière partie du stage s'est conclu par la rédaction des spécifications d'interface pour le projet.

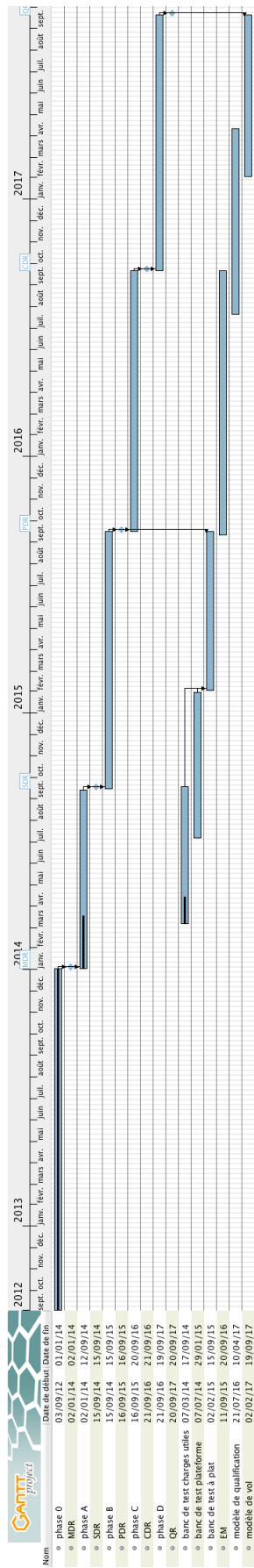


FIGURE 1.3 – Planning prévisionnel pour le projet IGOSAT [13].

## 2 Etude du système

Dans cette partie, je présenterais l'ensemble du système IGOSAT avec ses différents sous-systèmes et composants. Nous exposerons également les différentes spécifications d'interface que j'ai pu écrire durant mon stage et qui décrivent avec le plus de précision possible et les données disponibles à l'heure actuelle, les interfaces du système IGOSat. Il y est détaillé en partie tout ce qui concerne notamment les interfaces électriques, mécaniques et thermiques et sont présentés tous les modèles, plans ou schémas que nous avons à disposition actuellement.

### 2.1 Définition du système

L'architecture mécanique du cubesat IGOSAT, en raison de la standardisation des plateformes cubesat, est la même que celles des nanosatellites qui l'ont précédés. Il a été conçu afin de respecter les normes pour les cubesat décrit dans les spécifications pour les cubesat [2].

La différence majeure qui distinguera IGOSAT des autres nanosatellite est la charge utile. La disposition des 2 charges utiles a été étudié dans le but d'obtenir une optimisation d'utilisation en vol maximale.

Du côté de la plateforme, IGOSAT possède l'ensemble des fonctions et sous-systèmes suivants communs à tous les satellites :

- Alimentation électrique, pour la gestion de l'énergie
- Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite, pour déterminer et contrôler l'attitude.
- Un Ordinateur de Bord, pour la gestion des données et des commandes
- Le système de télécommunication, pour la communication avec le sol
- La structure, support mécanique, assurant la stabilité de l'engin spatial et permettant l'intégration des composants.
- Un sous-système de contrôle thermique, afin de réguler la température des équipements.

#### 2.1.1 Architecture interne

Les spécifications concernant la structure mécanique et électrique du nanosatellite ainsi que l'interface entre les différents composants sont donnés dans les spécifications d'interface d'ISIS [4].

L'assemblage du cubesat et des différents composants se fait dans la grande globalité du système via des cartes électroniques, constituants internes majeurs du nanosatellite. Le montage du cubesat est un empilement de circuit imprimé.

##### **Interfaces mécaniques :**

**IGOSAT-SPEC-8 :** *La cohésion du cubesat est assurée par 4 arrêtes reliées entre elles par des câbles*

**IGOSAT-SPEC-9 :** *Les PCB sont directement attachés au cadre de la structure*

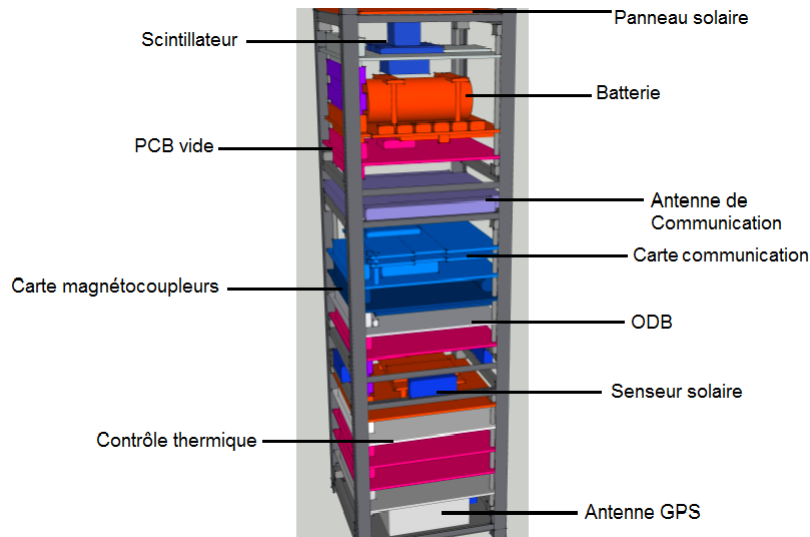


FIGURE 2.1 – Architecture mécanique du nanosatellite IGOSAT. Modélisation obtenue avec IDM-CIC et Sketchup

**IGOSAT-SPEC-6 :** *L'interface mécanique entre les différents sous-systèmes se fait via des entretoises mécaniques fixés à chaque coin. Celles-ci permettent d'empiler les PCB des différents composants et servent de maintien mécanique de sécurité.*

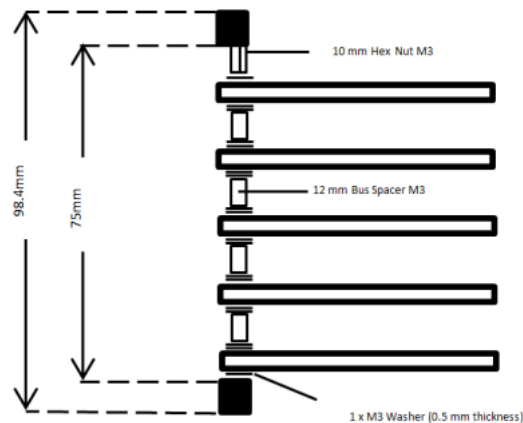


FIGURE 2.2 – Schématisation de la constitution d'un cube. On peut voir ci-dessus la disposition mécanique de 5 PCB, séparés par des entretoises et rondelles, ainsi que leurs dimensions.

**Interfaces électroniques :**

**IGOSAT-SPEC-5 :** *L'interface électronique entre les différents composants se fait via des « Stack Connectors » (en-tête constituée de broches) [4]. Cette interface permet l'échange de données et les liaisons électriques. La connexion se fait à l'aide de 104 broches (soit deux connecteurs de 52 broches).*



**IGOSAT-SPEC-7 :** *On utilisera des connecteurs de facteur de forme PC/104 (format standard utilisé pour les nanosatellites) [1].*

Le tableau ci-dessous été réalisé pour l'analyse thermique et présente une liste des différentes interfaces constituant notre système.


Connection	Type of Interface	Quantity	Area (m2) (per contact)	Material
Sideframe / Ribs	Screw M2.5	8	1,59E-5	Stainless Steel
SSP / Structure	Screw M2.5	16	1,59E-5	Stainless Steel
Solar Panel / SSP	Screw M2.5	4	1,59E-5	Stainless Steel
Solar Panel / Battery	Molex PicoBlade Cable	-	-	-
Ribs / Stack Rods	Screw M3	4	2,38E-5	Stainless Steel
GPS antenna/PCB	Screw M3	3	2,38E-5	Stainless Steel
GPS antenna / Receiver	Coaxial Cable	-	-	-
GPS OEM615/PCB	M3 Hex Standoff + Stack (28pins)	4	M3: 1,59E-5 Pin: 5,08E-7	Aluminium / Phosphorous Bronze (pins)
COM Antenna/Ribs	Screw M2.5	4	1,59E-5	Stainless Steel
COM Antenna/PCB	Coaxial cable to AMSAT + Power cable to battery	-	-	-
AMSAT/PCB	M3 Spacer + Washer + Stack (28pins)	4	M3: 1,59E-5 Pin: 5,08E-7	Aluminium / Phosphorous Bronze (pins)
LaBr3 / BC-412	Aluminium*	-	TBD	TBD
High Voltage Gen / PCB	Solder*	TBD	TBD	TBD
SiPM/Crystal	Silicone adhesive (0.5um)	1	2,97E-4	Silicone [OR5]*
SiPM/PCB (Easiroc)	Pins	32	1,59E-7	Phosphorous bronze*
Sun Sensor/SSP	Screw M1*	3	3,14E-6	Stainless Steel
Sun Sensor/ADCS	Cable*	-	-	-
Battery Cell/PCB	Surface Contact + support*	-	TBD	TBD
PCB/Rib	Spacer + Washer	varies	varies	Aluminium
PCB/PCB	Spacer + Washer + Stack Connector	varies	varies	Aluminium / Phosphorous Bronze (pins)
Magnetometer / PCB	9 pin micro D connector*	-	1,96E-7	Gold Plated Copper
Kill Switch / Rail	Screw M1.6	2		Stainless Steel

FIGURE 2.3 – Liste des interfaces constituant le système IGOsat, ainsi que leurs caractéristiques (type d'interface, surfaces, quantité, matériel).

**Contraintes de positionnement : IGOSAT-SPEC-18 :** Les Stack connectors doivent être alignés les uns au dessus des autres selon les spécifications PC104 ainsi que les spécifications d'ISIS [1][4] afin de permettre l'interface électronique entre les sous-systèmes.

Nous pouvons allouer des fonctions aux pins constituant les connecteurs. Comme on peut le voir dans les spécifications PC/104 [1], des pins sont attribués pour l'alimentation, pour la masse électrique, ainsi que la réception et transmission des données.

L'une des possibilités pour le projet IGOSAT est de suivre l'interfaçage électrique faisant usage de l'en-tête PC104 (tête d'empilement standard pour les cubesat) et d'utiliser des connecteurs SAMTEC de 52 pins (Et non les connecteurs J1 et J2 spécifiés dans le document PC104 [1], dont le format est moins commun au cubesat). Ces connecteurs sont composés de 52 pins chacun et permettent l'interface avec les connecteurs du Kit CubeSat.

Ci-dessous l'on peut voir les connexions typiques utilisées avec ce type de connecteurs (H1 et H2) 

H2	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	22	24	26	28	30	32	34	36	38	40	42	44	46	48	50	52
	1	3	5	7	9	11	13	15	17	19	21	23	25	27	29	31	33	35	37	39	41	43	45	47	49	51
H1	1	3	5	7	9	11	13	15	17	19	21	23	25	27	29	31	33	35	37	39	41	43	45	47	49	51

FIGURE 2.4 – Allocation des broches sur l’en-tête PC104. Les connexions typiques utilisées sont représentées ici en couleur : en rouge les broches réservées à l’alimentation en tension, en bleu les broches réservées au bus de données, en vert la masse électrique. . .

En l’absence de contraintes (broches non-attribuées et présentant aucunes couleurs sur la figure 4), ce sera donc à nous de choisir les pins correspondants aux différentes connexions entre les sous-systèmes.

Dès lors que nous aurons déterminé de façon définitive l’ensemble des composants constituant le nanosatellite, il faudra revoir et peut-être ajuster l’architecture actuelle du nanosatellite.

### 2.1.2 Interface externe

Le lanceur n’as pas encore été choisis pour IGOsat, cependant on sait que l’orbite devra être polaire héliosynchrone pour une altitude d’environ 650 km.

#### *Interfaces externes entre le lanceur et le déployeur :*

**IGOSAT-SPEC-10 :** *L’interface entre le lanceur et la structure (le nanosatellite) est un déployeur de type ISIPOD conçu par ISIS.*

Par respect du spécifications sur le design des cubesat **CDS 2.2.7** [2], seuls les rails du cubesat peuvent être en contact avec le déployeur. Les exigences concernant les rails du nanosatellite sont données dans le document [2]. **CDS 2.2.8 à 2.2.13.**

Les spécifications concernant le déployeur sont détaillées dans ISIS CubeSat Structural Subsystem, STS interface spécification v2.0.

IGOSAT a été conçu afin de se conformer à ces exigences.

## 2.2 Définition et description détaillée de la plateforme

Le travail de chaque sous-système a été mené indépendamment et séparément par les étudiants pour le développement de ce cubesat, de la même façon que pour n’importe quel système spatial. Pour chaque sous-ensemble, il faut donc respecter des contraintes spécifiques au choix des composants, afin de mettre en place une architecture adéquate du satellite.

Le choix des composants ainsi que leur positionnement s’est fait à partir des contraintes imposées dans le document [2] faisant référence aux normes cubesat, l’adéquation avec les spécifications missions [5] et la plupart des informations disponibles à ce stade du projet.

Cependant pour que le tout fonctionne, les diverses fonctions spécifiques à chaque sous-système doivent être reliées entre elles afin que le tout forme un ensemble homogène. Cela implique donc des contraintes de positionnement quand l’ensemble du système doit être pris en compte, afin de veiller à ce que les interfaces entre chaque composant soit compatibles et que le tout forme un ensemble homogène.

Il est ainsi nécessaire de spécifier les interfaces entre les sous-systèmes afin de s’assurer de la bonne interférence entre eux. Qui est relié avec qui? de quelle façon? que ce soit au niveau de l’interface mécanique ou électronique. Des références aux spécifications d’interfaces que j’ai rédigé durant mon stage seront donc exposées tout au long de ce document.

Ce travail nécessite notamment en la bienveillance de la compatibilité entre chaque composant.



PROPRIETES	DIMENSION (EN MM)
Dimension du cube	100 x 100 ± 0.1 mm
Hauteur	340.5 mm ± 0.1 mm
Dimension des pieds	8.5 x 8.5 mm

FIGURE 2.5 – Dimensions d'un triple cubesat, conformément aux exigences mentionnées dans le document Cubesat Design Spécifications (CDS). La hauteur correspondant à l'axe z, les dimensions du cube aux axes x et y.

## 2.2.1 Structure

### Dimensions

Une information importante dans l'étude de la conception du satellite est de connaître la position du centre de gravité du cubesat[7]. En utilisant l'outil IDM-CIC développé par le CNES (voir section 5.1 Session d'Ingénierie Concourante), et en indiquant dans celui-ci une position et une masse pour chaque élément, le calcul du centre de gravité du système ainsi que de sa matrice d'inertie est obtenu automatiquement par ce logiciel.

**IGOSAT-SPEC-3 :** Le centre de gravité du nanosatellite se situe dans une sphère de 20 mm de diamètre, en (-0.29, 2.93, -0.3) mm, soit dans le centre géométrique d'IGOSat. Respectant bien les contraintes imposées en [2], **CDS 2.2.17.** (TBC)

La matrice d'inertie ainsi que les coordonnées du centre d'inertie peuvent varier en fonction de la masse. Ainsi, ces valeurs seront à confirmer une fois la masse du nanosatellite déterminée définitivement. Les cartes que nous utiliserons afin de permettre le montage des composants seront ce que l'on appelle des PCB. Ces cartes sont au coeur de l'architecture mécanique du nanosatellite. Ces cartes comprennent toute l'électronique, composants, microcontrôleurs si il y a, constituant chaque sous-système. Ci-dessous on peut voir le type de carte utilisé pour l'assemblage des composants dans le nanosatellite (« stack design ») :

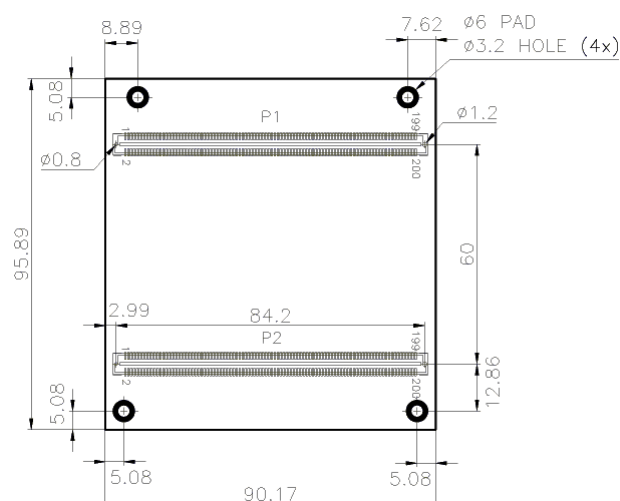


FIGURE 2.6 – Plan avec les dimensions d'un PCB, vue du dessus [2]

Les dimensions externes des PCB sont limitées par l'espace disponible dans la structure.

**IGOSAT-SPEC-4 :** L'enveloppe géométrique de la structure externe (Lxlxh) est 100 x 100 x 340.5 mm, prenant en compte l'épaisseur du matériel utilisé. L'enveloppe interne (Lxlxh) est de 98.4 x 98.4 x 98.4 mm, par cubesat. Elle ne tient pas compte de l'épaisseur

d'aluminium.

## Matériel

**IGOSAT-SPEC-22 :** *La structure du cubesat est entièrement constituée d'aluminium. Deux différentes sortes d'aluminium sont employés, le type d'aluminium Al5754 pour les faces du satellite (SSP et TSP : panneau d'aluminium qui close la structure) et le type d'aluminium Al6082 pour les rails (ainsi que pour les clous à l'intérieur du satellite).*

L'aluminium est un constituant important pour la thermoconductivité et l'isolation thermique du satellite. Il est communément utilisé dans ce type de petit projet notamment pour son bas coût.

## Option choisies et contraintes de positionnement

Afin de permettre l'intégration des composants, nous avons choisis une structure déjà disponible sur le marché ("sur étagère"), prouvée et testée en vol : la structure de CubeSat fournis pas ISIS [4] a été développée en respectant les normes d'un CubeSat 3U et en étant ainsi conforme au CDS (voir figure 2.2.1). Elle convient ainsi parfaitement pour notre projet.

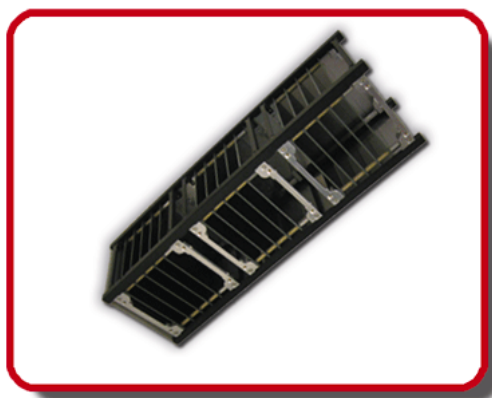


FIGURE 2.7 – Structure ISIS 3U. Source : CubeSat Shop, ISIS structure datasheet.

**IGOSAT-SPEC-12 :** *Etant donnée l'épaisseur des PCB de 1.6 mm, l'espace requis pour les connecteurs électriques (« stack connectors ») et la distance possible dans un cube (75 mm entre deux côtes latérales), cela nous permet au maximum de mettre 5 PCB par cube [4].*

### 2.2.2 Ordinateur de Bord

#### Rôle

L'Ordinateur de Bord est au centre du système IGSOAT en terme de données (HK et scientifiques). C'est avec lui que communiquera tout les sous-systèmes et c'est aussi avec lui qu'interagira la station sol : il servira donc d'interface de données entre la station sol et IGOSAT.

L'ordinateur de bord stockera ainsi dans sa mémoire toutes les données envoyées par les 2 Charges Utiles. Il sera aussi chargé du contrôle régulier des paramètres HK afin de vérifier s'ils sont toujours dans la gamme limite d'opérations spécifique à chaque équipement.

Les paramètres SCAO contenant la vitesse et la position du satellite, seront eux aussi récupérés par l'ODB afin de contrôler l'attitude du système et d'envoyer les commandes pour atteindre l'attitude désiré (le re-mettre dans la bonne orientation si besoin est etc...).

L'ensemble des fonctions détaillées de ce sous-système sont décrit dans les Spécifications Techniques de Besoin ODB [3].



### Interfaces numériques :

La communication de l'ODB avec les autres sous-systèmes se fera par des bus qui ont déjà été utilisés dans le spatial pour les cubesat [3], *STB\_032\_C\_19*).

Ces protocoles sont les protocoles de communications usuellement utilisés pour les nanosatellites.

**IGOSAT-SPEC-20 :** Le bus I2C a été choisi pour permettre une communication entre l'ODB et les différents sous-systèmes alors que le bus RS232 a été préféré pour la communication avec les 2 charges utiles. A défaut de la disponibilité de ce dernier, nous utiliserons un bus de type CAN.



## Topologie de la communication interne

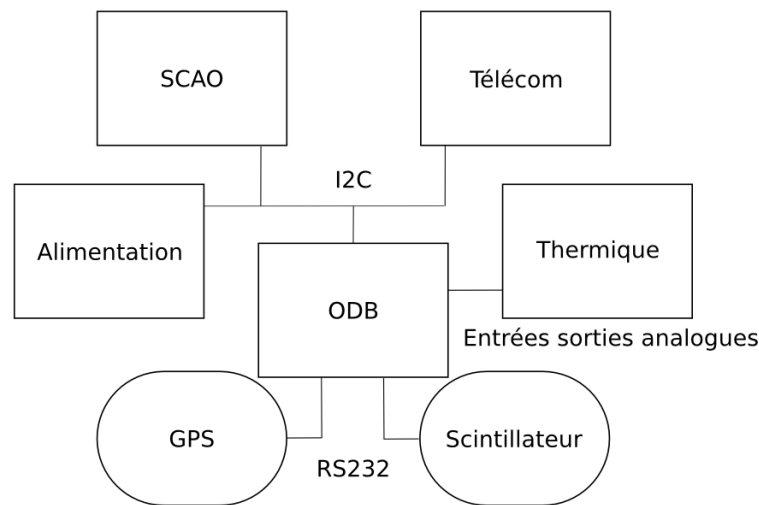


FIGURE 2.8 – Représentation schématique du système et de ses interfaces de communication [3].

### Interfaces analogiques :

**IGOSAT-SPEC-21 :** Par respect des *STB ODB*, l'Ordinateur de bord enverra et recevra des signaux analogiques via des bus CANs et des PWM.



L'emploi de bus tels que les CANs nous permet d'éviter la connexion point à point et réduit la quantité de câbles nécessaires dans le nanosatellite.

### Choix du composant et contraintes de positionnement

Le choix de l'ODB n'a pas encore été déterminé. 2 options sont en réflexion actuellement :

- L'ODB **ISIS OnBoard Computer** : conçu spécialement par ISIS à une utilisation spatiale. Son utilisation serait compatible à notre cubesat en terme d'interfaces de communications numériques et analogiques, de fiabilité du système, de puissance de calcul, et de coût. Cependant, il présente peu d'informations logicielles dans le spatial.
- **ODB GOMSPACE NANOMIND** : Cette ordinateur possède l'avantage d'avoir des technologies déjà employées dans le spatial (notamment par SwissCube).

Ce choix aura un impact sur l'espace disponible et la répartition des composants qui les entourent.

### 2.2.3 Alimentation

#### Rôle

La fonction principale de ce sous-système est de fournir de la puissance électrique à l'ensemble du système. 3 éléments constituent en général le système d'alimentation d'un satellite : une source d'énergie primaire, une source d'énergie secondaire et un réseau permettant le contrôle et la distribution de puissance.

<i>Composants</i>	<i>Fonction</i>
Les panneaux solaires	Convertissent le carburant en puissance électrique
La batterie	Stocke l'énergie et délivre la puissance électrique au satellite quand la source d'énergie primaire (les panneaux solaires) n'est pas disponible (éclipses).
Réseau de contrôle et de distribution d'énergie	Délivre la tension et le courant appropriées à toutes les charges du satellite quand ils ont en besoin.

FIGURE 2.9 – Tableau résumant le rôle de chaque composant du sous-système d'alimentation

#### Choix du composant et contraintes de positionnement

IGOSAT ne possèdera pas de système de déploiement des panneaux solaires, ils seront directement disposés sur la surface de la structure du nanosatellite. Sur chacune des 4 principales faces du système, 6 demi-cellules solaires seront disposés, et 2 demi-cellules sur la partie supérieur du nanosatellite ; La partie inférieur étant réservé à l'emplacement de l'antenne GPS pour l'occultation, par respect de la **SM-4.4-5**[5].

Les panneaux solaires choisis sont les cellules triples jonctions 3G30A de **AZURSPACE** bien compatibles avec la structure ISIS. Cependant l'étude de l'architecture électrique est actuellement en cours et ce choix doit être confirmé ultérieurement.

En ce qui concerne le choix de la batterie, il est à déterminé lui aussi. Pour le moment le dimensionnement de l'architecture électrique a été faite avec la batterie LFP26650EV.

### 2.2.4 SCAO

#### Rôle

<i>Composants</i>	<i>Fonction</i>
Magnétomètre	Capteur mesurant le champ magnétique
Magnétocoupleurs	Actionneurs contrôlant l'attitude du satellite à l'aide de l'interaction avec le champ magnétique présent et pouvant la modifier.
Senseurs Solaires	Capteurs, ils détectent le Soleil et permettent la bonne orientation du satellite en fonction.

FIGURE 2.10 – Tableau résumant le rôle de chaque composant du sous-système de Contrôle d'Attitude

#### Choix du composant et contraintes de positionnement

**IGOSAT-SPEC-13 :** *Pour le magnétocoupleur, il est préférable d'utiliser un design tel que celui d'ISIS, utilisant des bobines à air («air core torquer») et nécessitant ainsi moins d'espace (mais consommant plus) : nous aurons ainsi 2 magnétocoupleurs et 1 bobine à air placée sous le PCB.*

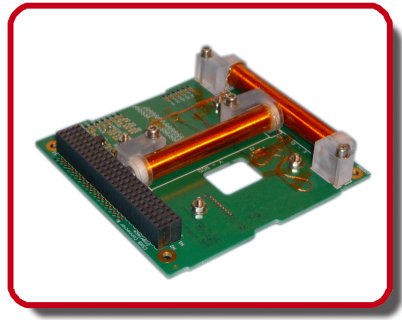


FIGURE 2.11 – . Source : CubeSat Shop

**IGOSAT-SPEC-14** *Le magnétomètre sera positionné à coté de l'antenne GPS dans le cube 1, afin d'avoir le moins d'éléments actives à ses côtés.*

**IGOSAT-SPEC-15** *Nous aurons 5 senseurs solaires : 4 entre le premier et le deuxième cube (en partant du bas, sur chaque face), un a coté de l'antenne GPS.*



FIGURE 2.12 – Capteur solaire. Source : CubeSat Shop

Il est possible qu'un sixième capteurs solaires soient ajoutés, sur la face supérieure du nanosatellite : cependant il n'y a plus d'espace due à la présence d'un panneau solaire. Un panneau solaire avec un senseur solaire intégré est une option possible.

Actuellement, l'ensemble des composants constituant le système de contrôle d'attitude est à déterminer. un premier dimensionnement a été fait en faisant nos choix sur CubeSat Shop.

## 2.2.5 Télécommunication

### Rôle

Ce sous système est essentiel dans un engin spatial car il nous permet de rester en contact avec celui-ci et sans cela on ne pourrait pas avoir le contrôle de notre satellite. Ce sous-système comporte 2 principaux éléments : une carte de télécommunication et une antenne UHF/VHF.

**SM-4.4-5 :** *L'antenne d'émission/réception vers la Terre devra fonctionner sur les fréquences VHF dans le cas des liaisons montantes et UHF dans le cas des liaisons descendantes.*

On peut diviser ce système en 2 sous catégories : un module de transmission et un module de réception. La télécommunication nous permet donc de recevoir les données relatives à la mission du cubesat ou à son état de fonctionnement (téléométries). C'est par le biais de ce système notamment que nous pourrons envoyer des télécommandes depuis la station sol, située à l'APC à Paris Diderot conformément aux spécifications missions d'IGOSAT.

Une autre station sol sera peut-être installée à Hanoi afin d'augmenter le nombre de transmissions par jour.

### **Choix du composant et contraintes de positionnement**

La carte de télécommunication est l'un des seuls composants du système à être actuellement déterminé. C'est le choix de la carte *AMSAT-F* développé pour le projet QB50, et respectant les contraintes et exigences des cubesat, que nous avons choisis pour IGOSAT.

La carte de communication AMSAT est plus petite que le format PC104 : il faut donc la placer sur une autre carte au format du cubesat.

Pour cette carte (qui s'emboîte mais possède un problème au niveau de l'emboîtement des connexions) deux options s'offrent à nous :

- Nous pouvons utiliser une carte fille et fixer le tout à l'ordinateur de bord. L'inconvénient serait que la carte de télécommunication et l'ODB serait dépendant l'un de l'autre, et ainsi cela poserait une contrainte supplémentaire pour leur positionnement.
- Utiliser, de la même façon que pour la carte GPS, une carte de format PC104. L'inconvénient serait ici que cette disposition nécessiterait plus d'espace. Le choix de l'une de ces deux options n'a pas encore été déterminé cependant le design actuel utilise le modèle avec une carte au format PC104.

L'antenne UHF/VHF choisie pour le dimensionnement est l'antenne *ISIS UHF/VHF* mais ce choix n'est pas encore définitif.

### **2.2.6 Module thermique**

L'analyse thermique a débuté et a été réalisée par un étudiant au courant de cette année via l'outil *Systema*. Cette première analyse nous a permis de dimensionner le module thermique, le choix des composants thermiques, interfaces et leurs propriétés thermiques.

#### **Rôle**

Le rôle du module thermique est de contrôler et distribuer de la chaleur aux différents équipements au sein du nanosatellite, afin de chauffer les divers composants qui ont en besoin et de les maintenir dans leur gamme de température de fonctionnement. Pour cela, chaque sous-système contient un thermostat qui va récupérer les informations concernant la température de chaque composant et l'envoyer à la carte thermique. Celle-ci servira ainsi d'interface entre les sous-systèmes et l'ODB.

### **Choix du composant et contraintes de positionnement**

Les composants thermiques du système IGOSat sont :

- Des chauffages
- Des thermostats
- De la peinture

Il y aura deux chauffages, un pour le SiPM et un autre pour la batterie. Il y aura donc un chauffage positionné dans le sous-système d'alimentation ainsi qu'un chauffage dans la charge utile Scintillateur.

La possibilité d'un troisième chauffage pour le système de télécommunication doit être discuté et confirmé.

La structure externe sera peinte, c'est à dire les 4 rails (de dimension 8.5 mm x 340 mm (x2 cotés x4 rails)) sur chaque coin du satellite étant donné que sur la surface même de la structure des panneaux solaires seront déposés. L'antenne GPS ainsi que l'antenne UHF/VHF seront notamment peintes.

La peinture choisie reste à déterminer.

Les caractéristiques des contrôles thermiques actifs tels que les températures limites de chauffage, la puissance nécessaire aux lignes de réchauffage sont à déterminer ultérieurement.

**IGOSAT-SPEC-19** Le type de contrôle thermique utilisé pour le système IGOsat est un chauffage. Le système en contiendra deux, un pour le SiPM et un pour la batterie (TBD).

La puissance nécessaire pour allumer les chauffages n'as pas encore été déterminé.

Le mode de transfert principal du système est le mode de transfert conductif pour l'intérieur du nanosatellite. Ainsi que le transfert de chaleur radiatif vers l'espace.

Pour chaque sous-ensemble du système IGOsat, le stagiaire thermicien a fournit un tableaux décrivant d'une part les caractéristiques thermiques de chaque sous-système et composants du nanosatellite (voir figure 2.2.6) et d'autre part les interfaces thermiques entre chaque composant. Ces tableaux comprennent ainsi :

- Les températures limites de chaque composant :
  - en opération.
- Les caractéristiques thermiques
  - Surfaces (m<sup>2</sup>)
  - Coefficient d'absorption et d'émissivité
  - Capacité calorifique (J/kg K)

Ce tableau indiquera notamment le matériel utilisé et la masse (en kg) de chaque composant.

Component	Thermo Optical Properties		Op. Temperature		Material	Surface Finish	Area (m2)	Mass (kg)	Cp (J/kg K)				
	Emissivity	Absorptivity	Min. (C)	Max. (C)									
Rail	0,86	0,4	-40	80	Al6082	hard anodized	5,78E-03	2,06E-02	894				
Sideframe rib						blank alodyned	5,81E-04	6,70E-03					
Cage rib	0,15	0,08	-40	80	Al5754	blank alodyned	8,80E-03	1,40E-02	897				
SSP 1U	0,15	0,08					1,78E-02	2,90E-02					
SSP 2U	0,15	0,08					9,70E-03	1,51E-02					
TSP	0,15	0,08											
Solar Cells	0,81	0,91	-40	85	GaAs		8,09E-03	2,50E-02	350				
Empty Boards	0,85		-40	85	PCB		8,27E-03	7,00E-02	396				
GPS antenna	TBD	TBD	-50	70	TBD		4,18E-03	1,27E-01	900				
PCB Board	0,85		-40	85	PCB		8,27E-03	7,00E-02	396				
GPS OEM615			-40	85			3,27E-03	2,40E-02	396				
PCB Board			-40	85			8,27E-03	7,00E-02	396				
COM antenna			TBD	TBD			-30	70	TBD		9,60E-03	1,00E-01	900
Band board	0,85		-20	45	PCB		7,38E-03	3,00E-02	396				
TXRX board			-20	45			7,38E-03	7,00E-02	396				
PCB Board (Easiroc)			-40	85			8,27E-03	9,00E-02	396				
EMCO High Volt.			TBD	TBD			-55	75	TBD		9,68E-04	4,25E-03	TBD
SiPM	0,85		0	40	TBD		2,92E-04	2,00E-03	900				
Crystal	TBD	TBD	-20	50	LaBr3		7,29E-05	4,44E-03	270				
Plastic	TBD	TBD	-20	50	BC-412		2,92E-04	3,61E-03	TBD				
Computer	0,85		-20	60	PCB		8,27E-03	7,00E-02	396				
Daughter Board			-20	60			8,27E-03	2,40E-02	396				
Torque Board			-35	75			8,27E-03	2,40E-01	900				
Magnetometer			-50	85			1,00E-04	1,50E-02	396				
Sun Sensor			TBD	TBD			-25	50			3,63E-04	5,00E-03	900
PCB Board			0,85				-40	85			8,27E-03	7,00E-02	396
Battery Cell	TBD	TBD	-20	60	TBD	TBD	6,53E-03	0,082	900				

FIGURE 2.13 – Tableau indicatifs des caractéristiques thermiques du système IGOsat

## 2.3 Charges Utiles

### 2.3.1 GPS

#### Rôle

Le rôle du GPS est de détecter les ondes de gravité présentes dans l'ionosphère, signe d'un évènement naturel tels que les tsunamis. C'est par la mesure du TEC (Contenu Électronique Total) de l'ionosphère que nous pouvons y arriver.

Pour cela, cette charge utile est constituée d'une antenne GPS permettant de procéder à la méthode dit de "radio occultation des satellites GPS" à travers l'ionosphère : c'est à dire mesurer la différence de phase entre deux signaux GNSS reçus par l'antenne GPS de IGOSAT.

Ci-dessous l'on peut voir une schématisation de la méthode d'occultation employée par IGOSAT faisant référence au document *Spécification technique de Besoin GPS* dans lequel nous pourrons trouver plus de détails sur le fonctionnement de cette charge utile.

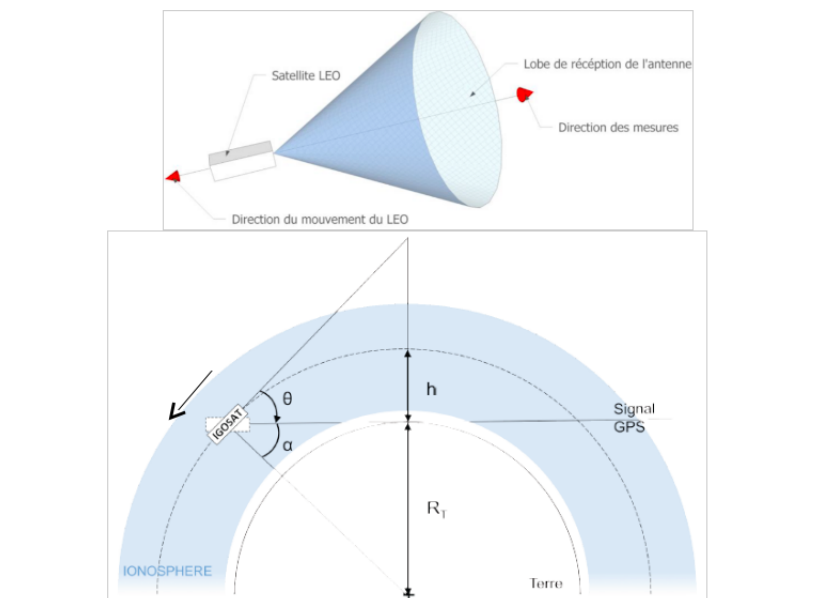


FIGURE 2.14 – Illustration d'une occultation entre un GPS et IGOSAT.

#### Choix du composant et contraintes de positionnement

La carte **GPS OEM615 de Novatel** est celle qui a été retenue pour le dimensionnement de la charge utile GPS. Cependant, étant plus petite que le format PC104, elle devra donc être placée sur une autre carte au format du cubesat et ira de cette façon sur une carte d'adaptation de format PC104.

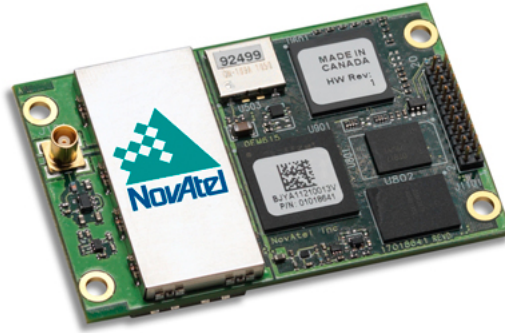


FIGURE 2.15 – Carte Novatel OEM615

En ce qui concerne l'antenne GPS, le choix n'est pas encore confirmé mais nous devrions utiliser *l'AeroAntenna AT2775-103 de CANX2*.

Cependant, l'antenne ne respectant pas le **CDS 2.2.6** [2], et dépassant ainsi de trop à l'extérieur du satellite, la configuration choisie a été de la placer dans le dernier cube sur une carte PCB à l'intérieur du nanosatellite.

Il n'est pour le moment pas spécifier que l'utilisation de la charge utile GPS soit en marche 100% du temps et d'avoir accès à la position du satellite à chaque instant.

Il est donc intéressant de voir par la suite si le budget de puissance est suffisant pour allumer le GPS tout le temps (comme spécifier dans la STB GPS). Ceci permettrait ainsi de l'utiliser afin de localiser le satellite. Cela impliquerait de revoir notamment le modèle comportemental d'IGOSAT (voir figure 3) et de le mettre ON dans tout les modes de fonctionnement.

### 2.3.2 Scintillateur

#### Rôle

La fonction du scintillateur est la suivante :

En entrée du scintillateur nous avons des électrons, des photons gammas et d'autres particules qui arrivent et le traverse avec chacune une énergie différente, chacune à une date différente. Celui ci produit de cette façon un certain nombre de photons en fonction de l'énergie de la particule incidente qu'il détecte.

C'est ensuite la matrice SiPM qui prend le relai et compte le nombre de micro-pixels absorbant un photon émis par le scintillateur.

Enfin, la carte Easiroc traite le signal, enlève le bruit électronique et le bruit du SiPM et va donner une valeur de DAC (un nombre) pour chaque signal vu.

Le choix d'un microcontrôleur pour la charge utile scintillateur n'as pas été confirmé à l'heure actuelle. Cependant l'idée est pour l'instant de simplifier son rôle et d'opter pour un traitement des données fait par l'ordinateur de bord. L'ODB se chargerait donc de réaliser les spectres d'énergie pour chaque acquisition et d'envoyer les données sur Terre, ainsi que d'envoyer les commandes au scintillateur pour lui dire de commencer les mesures et d'allumer le sous-système. Le microcontrôleur se chargerait quant à lui de filtrer les données brutes (*nombre DAC = nombre de pixels vus → énergie mesurée*) obtenues par la carte Easiroc, et les envoyer à l'ODB. Ceci permettrait ainsi d'alléger la puissance de calcul et la mémoire nécessaire du microcontrôleur.

Concernant les données obtenues et l'échange avec l'ordinateur de bord, le travail est en cours de développement et n'as pas encore été défini à l'heure actuelle. Pour le moment le banc de test effectué pour chaque observation nous donnerait en sortie de la carte EASIROC ou du microcontrôleur (selon le choix que l'on fera à l'avenir) un fichier contenant : à la première colonne les numéros de matrice du SiPM, puis *l'OT<sub>H</sub>G* (sortie High Gain) puis on a l'ADC value qui nous donne la valeur de l'énergie puis un binaire (hit) qui nous renvoie 1 si on observe quelque chose, 0 sinon.

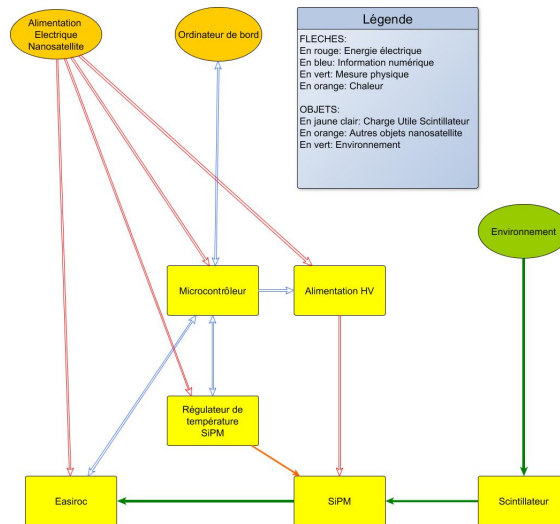


FIGURE 2.16 – Schématisation de l'architecture de la charge utile scintillateur [8].

### Choix du composant et contraintes de positionnement

**IGOSAT-SPEC-16 :** *Le scintillateur est placé en haut afin d'avoir le minimum d'éléments entre lui et l'extérieur.*

**IGOSAT-SPEC-17 :** *La puce EASIROC a besoin d'être placée sur une carte, qui sera la carte du scintillateur.*

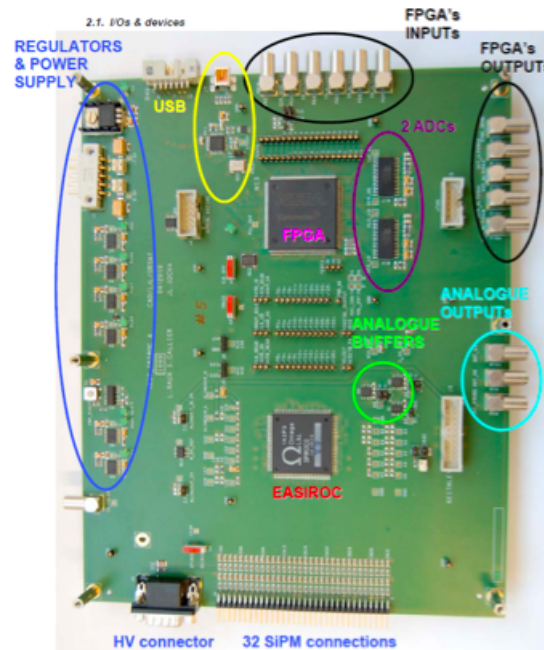


FIGURE 2.17 – Carte EASIROC. On peut voir dans les différents cercles de couleurs, les divers éléments constituant cette carte [8].





# 3 Les modes opérationnels d'IGOsat

Les modes vont différer selon le type de sous-système ou de composants allumés, les besoins de puissance, l'instant de la mission, la position du satellite, de la mémoire disponible, des données HK, des commandes utilisateurs...

Nous allons expliciter dans ce chapitre dans quelles conditions on passe d'un mode d'IGOsat à un autre. La transition d'un mode à l'autre sera fait soit automatiquement par l'ordinateur de bord soit par des commandes de la station sol. Ces commandes automatiques peuvent être annulées par l'équipe de contrôle au sol. Selon la situation dans laquelle se trouve le satellite, l'ODB mènera le satellite dans le mode de fonctionnement le plus approprié.

Je résume ci-dessous les différents modes d'opérations choisis pour ce système. Ces modes sont caractérisés par différents groupes selon leur spécificités et fonctionnalités : on trouvera ainsi les modes dits de sécurité ou économique, les modes d'acquisition des données, et les modes de récupération entre les mesures.

Je résume notamment les différentes transitions possibles d'un mode à un autre puis l'attitude que le nanosatellite prend dans chacun des différents modes.

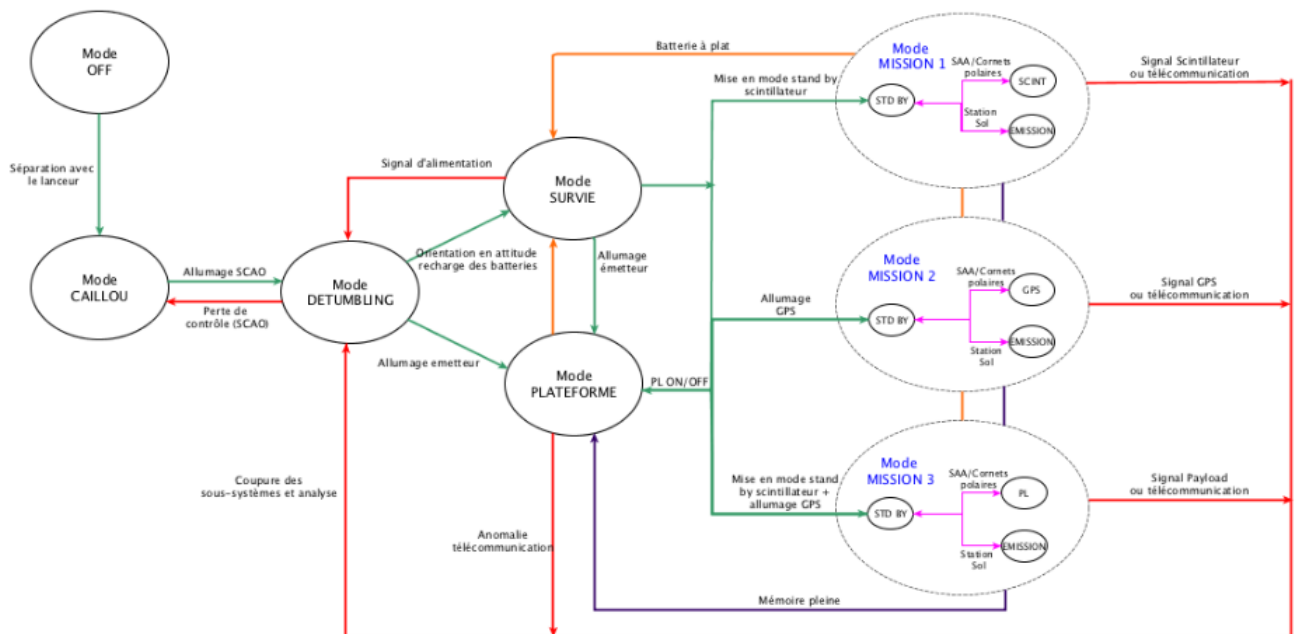


FIGURE 3.1 – Diagramme comportemental d'IGOsat représentant ses modes de fonctionnement.

## 3.1 Mode économique et de sécurité :

### 3.1.1 Mode caillou :

Ce mode correspond au mode initial du satellite après son lancement (séparation avec le lanceur). Dans ce mode le satellite n'as pas du tout de contrôle (SCAO éteint).

Mais c'est aussi un mode qui peut être utilisé afin de limiter la consommation du satellite. C'est donc un mode

économique où tout est éteint sauf évidemment le minimum pour pouvoir communiquer avec la station sol et lui envoyer des télécommandes pour qu'il rallume pas à pas les composants nécessaires : L'ordinateur de bord et la batterie restent donc allumés dans ce mode ci.

Ce mode ne permet pas un rechargement des batteries efficace. Il sera intéressant de l'utiliser uniquement si le satellite a de gros problèmes de réserve, ou bien que l'on souhaite limiter la recharge de ses batteries.

#### **Transitions :**

*Mode caillou à mode detumbling :* Lors du premier démarrage et/ou quand le problème a été résolu (principalement un problème du SCAO).

#### **Comportement IGOsat :**

IGOsat est en attitude caillou.



### **3.1.2 Mode detumbling :**

Ce mode permet de ralentir et de préparer le satellite à être dans une position correcte.

On peut parler notamment pour ce mode, de mode de sécurité. En effet, en cas de situation critique, le satellite se mettra en mode detumbling. Cela nous permettra ainsi d'analyser les différents problèmes et passer au mode survie une fois le problème résolu, puis aux différents autres modes et ainsi de suite : si tous les sous-systèmes sont vérifiés et fonctionnels, on peut commencer ou reprendre le mode mission.

*Mode detumbling à mode survie :* se positionner en attitude survie. Dans le cas où les réserves de batteries sont basses, on va se positionner d'abord dans ce mode afin de les recharger pour pouvoir ensuite se mettre en mode plateforme. Le cas échéant, on peut passer directement au mode plateforme.

*Mode detumbling à mode plateforme :* Les batteries sont suffisamment chargées, on allume l'émetteur.

**NB :** Le gyromètre, utilisé pour le mode Detumbling, n'a pas encore été pris en compte dans le dimensionnement.

#### **Comportement IGOsat :**

IGOsat est en attitude caillou.

### **3.1.3 Mode survie :**

La charge utile est éteinte, tous les instruments de la plateforme sont en marches. A la différence du mode plateforme, il ne peut pas émettre de données. C'est le mode le plus favorable pour la recharge des batteries.

#### **Transitions :**

*Mode survie à mode plateforme :* orientation en attitude avion.

On allume l'émetteur après avoir rechargé les batteries. *Mode survie à mode Detumbling :* Signal d'alerte batterie.

*Mode survie à mode caillou :* Problème avec le SCAO.

*Mode survie aux modes missions :*

On souhaite commencer à prendre des mesures ou l'on se trouve au dessus d'une zone d'intérêt.

#### **Comportement IGOsat :**

Attitude recharge des batteries.

**NB :** Le mode le plus économique parmi les 3 derniers cités est le mode caillou car tout les composants sont quasiment éteint. Ce mode consomme donc moins d'énergie par rapport au mode survie qui a la SCAO allumé en plus. Cependant, il récupère aussi moins d'énergie que le mode survie.



## 3.2 Mode d'émission entre les modes de mesure :

### 3.2.1 Mode plateforme :

Dans ce mode les charges utiles sont toujours éteintes, tout les instruments de la plateforme sont en marches. Le satellite peut produire des télémetries. la réception mais aussi l'émission est activée. Il est utilisé entre 2 modes de mesures, quand le satellite est en attente sur son orbite sans rencontrer d'avaries ni de problème énergétique et que la mémoire est pleine : il peut émettre des données.

#### Transitions :

*Mode plateforme à mode Detumbling :*

- problème avec l'émetteur : lors de la communication test avec la station sol ou lors d'une commande (SS) d'émission des données.

*Mode plateforme à mode caillou :*

- problème avec le SCAO.

*Mode plateforme à mode survie :* se positionner en attitude survie

- Batterie à plat.
- Problème avec l'émetteur : lors de la communication test avec la station sol ou lors d'une commande (SS) d'émission des données.

*Mode plateforme à mode detumbling :*

- Problème avec l'émetteur : lors de la communication test avec la station sol ou lors d'une commande (SS) d'émission des données.

*Mode plateforme à mode mission 1 :* IGOsat passe en mode mesures, il a le scintillateur en mode stand by, prêt à prendre les mesures.

*Mode plateforme à mode mission 2 :* IGOsat passe en mode mesures, il a le GPS en mode stand by, prêt à prendre les mesures.

*Mode plateforme à mode mission 3 :* IGOsat passe en mode mesures, il a le scintillateur et le GPS en mode stand by, prêt à prendre les mesures.

#### Comportement IGOsat :

Attitude avion.



### 3.3 Modes d'acquisition des données

Ce mode permet de faire les mesures scientifiques demandées. Il se décompose en 3 modes selon la position du satellite :

- Mode Scintillateur : Si il se trouve au dessus d'une zone géographique que l'on souhaite étudiée, le scintillateur s'allume.
- Mode Emission : Si il se trouve au dessus de la station sol, l'émetteur s'allume afin d'envoyer les télémetries.
- Mode Stand by : En dehors de ces régions, IGOsat est sur son orbite en attente d'activation d'un sous-système (payload ou émetteur).


#### Comportement IGOsat :

Attitude avion

#### 3.3.1 Mode mission 1 :

Le GPS est éteint, on utilisera que le scintillateur.

#### Transitions :

*Mode mission 1 à mode plateforme* : La mémoire est pleine 

*Mode mission 1 au mode mission 2* : Commande Station Sol : besoin de faire des mesures avec le GPS uniquement car :

- On ne veut pas saturer la mémoire disponible à bord, on va donc éteindre le scintillateur en fonction de la télémetrie disponible.
- On a un GPS nous permettant de faire une occultation.
- on souhaite évaluer la structure verticale moyenne de l'ionosphère en densité électronique.
- Il y a un tsunami que l'on souhaite étudier.

*Mode mission 1 à mode mission 3* : Commande Station Sol : besoins de faire des mesures avec les 2 charges utile.

*Mode mission 1 au mode detumbling* :

Signal de tension :

- Pour les batteries :
  - La tension des batteries chute en dessous du pourcentage critique (30 %).
  - La tension des batteries dépasse un seuil critique : on veut limiter la recharge des batteries.
- Pour la SiPM : Alimentation électrique ne doit pas être inférieure à 70 V.
  - signal de température : la température mesurée atteint une valeur critique qui pourrait faire sortir le sous-système de sa gamme de fonctionnement.
  - Le scintillateur ne réponds plus, problème au niveau de la carte électronique EASIROC ou SIPM (matrice de photodiode).
  - Le sous-système de télécommunication ne réponds plus, il y a un problème pour émettre les données.

*Mode mission 1 à mode survie* : il faut recharger les batteries.


### 3.3.2 Mode mission 2 :

On utilisera que l'antenne GPS et le scintillateur sera éteint.

Lorsqu'on a besoin du GPS, 2 axes doivent au moins être fixes pour pouvoir bien pointer le GPS utilisé pour l'occultation : IGOsat peut être en attitude tournebroche.

#### Transitions :

*Mode mission 2 au mode mission 1* : Commande Station Sol : besoin de faire des mesures avec le scintillateur uniquement car :

- on a plus beaucoup de batterie ( $\ll 30\%$ ), on souhaite limiter la consommation du satellite.
- on souhaite mesurer les spectres d'électrons et de photons de hautes énergies par scintillation. 

*Mode mission 2 à mode mission 3* : Commande Station Sol : besoins de faire des mesures avec les 2 charges utile.

*Mode mission 2 au mode caillou* :

- signal de tension :
  - Pour les batteries :
    - \* La tension des batteries chute en dessous de le pourcentage critique (30 %).
    - \* La tension des batteries dépasse un seuil critique : on veut limiter la recharge des batteries.
- signal de température : la température mesurée atteint une valeur critique qui pourrait faire sortir le sous-système de sa gamme de fonctionnement.
- Le GPS ne réponds plus, problème au niveau des magnétocoupleurs et donc de la SCAO : on a du mal à stabiliser le satellite et l'orienter dans la direction voulue.
- Problème au niveau de l'antenne : pb de réception des fréquences L1 et L2.
- Problème au niveau de la carte GPS.
- Le sous-système de télécommunication ne réponds plus, il y a un problème pour émettre les données.

*Mode mission 2 à mode survie* : il faut recharger les batteries.

*Mode mission 2 à mode plateforme* : La mémoire est pleine.

### 3.3.3 Mode mission 3 :

Les 2 charges utiles seront utilisées.

#### Transitions

*Mode mission 3 au mode plateforme* : La mémoire est pleine.

*Mode mission 3 au mode mission 1* : On éteint le GPS.

Commande Station Sol : besoin de faire des mesures avec le scintillateur uniquement car on a plus beaucoup de batterie ( $\ll\%$ ).

*Mode mission 3 au mode mission 2* : on éteint le scintillateur.

Commande Station Sol : besoin de faire des mesures avec le GPS uniquement car :

- On a un GPS nous permettant de faire une occultation.
- Détection d'un tsunami.

*Mode mission 3 au mode caillou* : anomalie au niveau des charges utiles, scintillateur ou GPS signal de tension, température hors des plages de fonctionnement... : on éteint le GPS et le scintillateur.

*Mode mission 3 à mode survie* : si réserves en énergie basses.

Je résume dans le tableau ci-dessous l'allumage des éléments (ON ou OFF) en fonction du mode où l'on se trouve (voir tableau 3.1).

<i>elements</i> / <i>modes</i>	Mode caillou	Mode Detumbling	Mode survie	Mode plateforme	Mode Mission 1		Mode Mission 2		Mode Mission 3	
					scintillateur	émission	GPS	émission	PL	émission
Batterie	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON
Ordinateur de Bord	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON
Magnétomètre	OFF	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON
Magnéto-coupleurs	OFF	ON	ON	ON	OFF	OFF	ON	OFF	ON	OFF
Pointeurs solaires	OFF	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON
Émetteur	OFF	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	ON	OFF	ON
WatchDog	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON
Récepteur	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON
EASIROC	OFF	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF
EMCO	OFF	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF
Carte GPS	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	ON	OFF

TABLE 3.1 – Tableaux des modes de fonctionnement d'IGOSAT

# 4 Simulateur comportemental d'IGOSAT

## 4.1 Philosophie du simulateur

Le simulateur comportemental d'IGOSat nous permet, comme son nom l'indique, de simuler le comportement de celui-ci et de l'ensemble de ses sous-systèmes avant le lancement du satellite, tout en prenant en compte l'environnement qui l'entoure. Le simulateur doit couvrir toutes les phases opérationnelles du satellite, de la séparation avec le lanceur à la fin de vie de la mission. Cela fait ainsi référence au diagramme comportemental d'IGOSat ainsi qu'à la description de ses modes de fonctionnement (voir figure 3).

Ce simulateur est codé en C++ et un script python génère les fichiers. Il a été développé dans le cadre d'un projet de master, par des étudiants en informatique spécialement pour le projet IGOSAT.

Le simulateur nous donne en sortie des messages sur l'état du satellite, à savoir le statut de chaque sous-système, les valeurs des températures, tension, charge de la batterie soit l'ensemble des réponses obtenues après l'envoi de commande (voir figure 4.1). Ces messages pourront être lu via le terminal dans un premier temps puis seront enregistrés ensuite dans un fichier «test.log» (que l'on pourra renommer), par la commande suivante (se trouvant dans IGOsim.cpp) : `HCI::getInstance().setLog("test.log", HCI::INFO);`

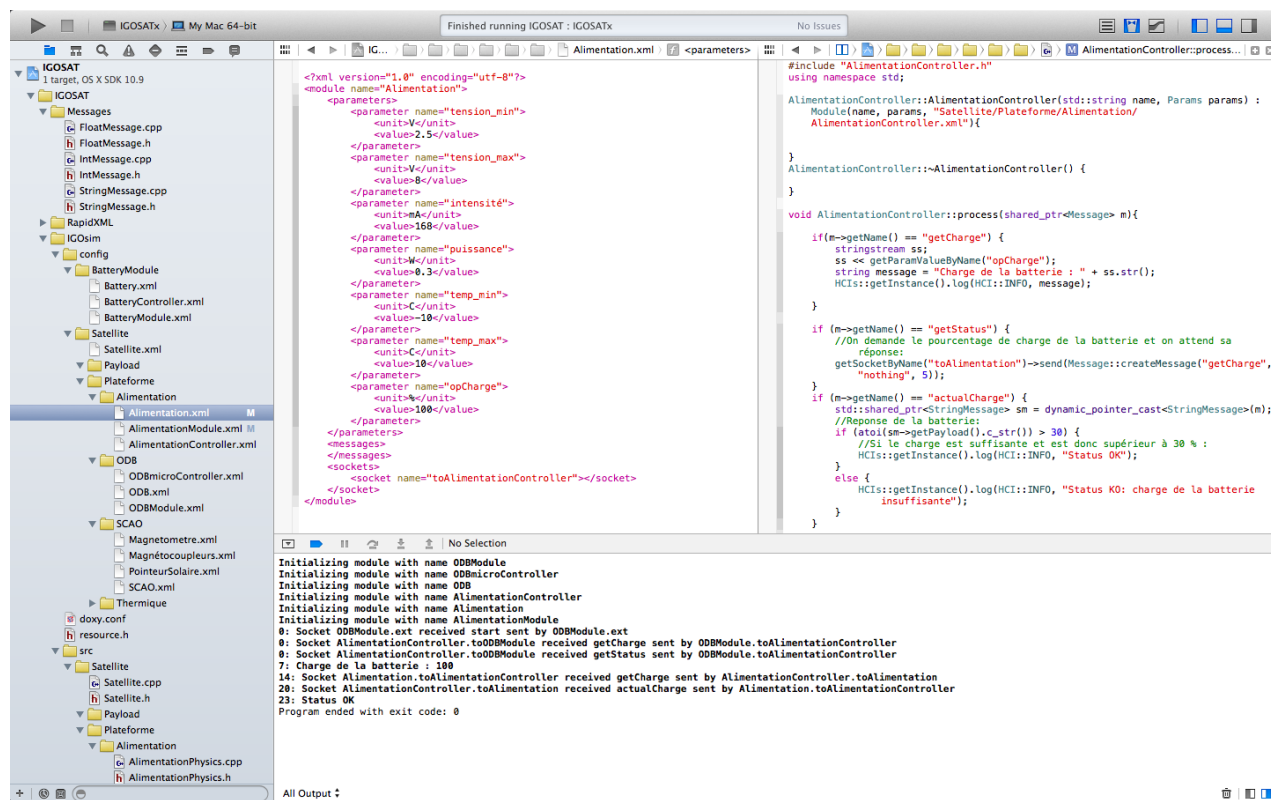



FIGURE 4.1 – Visualisation du simulateur via l'outil Xcode.



### 4.1.1 Architecture du simulateur :

Le simulateur est composé de la façon suivante :

- des fichiers *.xml* : ces fichiers nous permettent de décrire les paramètres spécifiques à chaque sous-système, soit la température, la tension etc. Ils nous permettent aussi d'indiquer des messages, le temps d'envoi de ces messages, et ce que l'on appelle *socket* permettant de relier les sous-systèmes entre eux. Ce sont ces fichiers qui vont être lus par le simulateur.
- Des fichiers *.cpp* : l'ensemble du code en C++ se fait ici. (Ce sont les classes de nos objets.)
- D'un fichier principal *IGOsim.cpp*
- D'un fichier *Module.cpp* qui gère la génération des modules.

La plus grande partie de mon travail, en tant que première utilisatrice, a été de me familiariser avec cet outils et d'en comprendre le fonctionnement. Ceci c'est fait en partie avec des rendez vous avec les étudiants en informatique et des échanges avec le stagiaire qui s'occupe de la partie Ordinateur de Bord. En tant que première utilisatrice du simulateur, j'ai pu en ressortir un ensemble d'erreurs et de remarques, ainsi que rédiger une documentation complémentaire destinée à des non-informaticiens (voir documentation en annexe 

## 4.2 Analyse des besoins

Avant de se lancer dans l'écriture des codes du simulateur, il faut d'abord identifier au mieux les besoins de notre système. Pour cela nous avons besoin de savoir :

- De quoi dépendent les informations de chaque sous-système
- Quelles sont les requêtes : de quoi le système a besoin en entrée, et quelles sont les informations que nous obtenons suite à ces requêtes, donc qu'est ce que nous avons en sortie.
- Comment on communique entre chaque sous-système, quelle est l'interface en terme de données.

### 4.2.1 Données Housekeeping

Le module Housekeeping permet de collecter les données concernant l'état du satellite (température, tensions etc...) tout au long de la mission, afin de veiller au bon fonctionnement du cubesat et de ses divers équipements. Ces données doivent être accessibles dès la séparation entre le lanceur et le déployeur. Dans le cas où les informations analysées par l'ODB dépassent la gamme de fonctionnement définis d'un composant, une commande automatique est envoyé par l'ODB.

De cette façon, ce module sera relié aux différents capteurs au sein du système.

Le choix concernant la façon dont sera implémentée ce module n'as pas encore été déterminé (il sera soit intégré sur une autre carte, ou sera une carte individuelle).

Je donne ci-dessous une liste des principales données HK pour chaque sous-système.

#### Ordinateur de Bord :

- Vérification de l'espace mémoire

#### SCAO :

- Température magnétomètre.
- Température magnétocoupleurs.
- Température Senseurs Solaires.

### Alimentation :

- Température des panneaux solaires.
- Température de la batterie.
- Status de la charge de la batterie.
- Tension de sortie des panneaux solaires.
- Courant qui traversent les panneaux solaires.
- Tension de sortie de la batterie.

### Télécommunication :

- Température carte alimentation
- Température antennes UHF/VHF

### Charge Utile Scintillateur :

- Température du Générateur Haute tension
- Température du SiPM
- Température de la carte Easiroc

### Charge Utile GPS :

- Température des antennes
- Température carte GPS
- Données GPS : position, temps

### Température de la structure .

## 4.2.2 Paramètres housekeeping pour chaque sous-systèmes

Les contenus des différents tableaux ci-dessous sont les paramètres nécessaires à rentrer dans les fichiers *.xml* du simulateur. Les données ont été récupéré dans les *datasheet* de chaque composant choisis pour notre cubesat (voir section 2.2), quand elles sont disponibles.

### Module de Distribution de Puissance (Alimentation)

Composants	Paramètres		
	<i>température (en °C)</i>	<i>tension (en V)</i>	<i>courant (en A)</i>
Les panneaux solaires (pour 2 cellules en série)	[-40 ;85]	8.4	0.52
La batterie (en charge)	[-20 ;60]	nominale : 3.2 maximale : 4.1	nominal : $\leq 1.6$ maximal : 3.2

FIGURE 4.2 – Paramètre de fonctionnement des composants du sous-système d'alimentation

Les valeurs indiquées pour les panneaux solaires correspondent aux valeurs de courants et de tensions à la puissance maximale.

**NB :** C'est en réalité, non la batterie mais son convertisseur qui consomme.

## Ordinateur de Bord

Composants	Paramètres			
	<i>température (en °C)</i>	<i>tension (en V)</i>	<i>intensité (en mA)</i>	<i>puissance (en W)</i>
Carte	[-20;60]	3.3	120	0.4

FIGURE 4.3 – Paramètres de fonctionnement pour le sous-système ODB

## SCAO

Composants	Paramètres			
	<i>température (en °C)</i>	<i>tension (en V)</i>	<i>courant (en mA)</i>	<i>puissance (en W)</i>
Magnétomètre	[-50;85]	[6;15]	20	0.3
Magnétocoupleur	[-35;75]	2.5		0.209
Senseur Solaire	[-25;50]	5	≤ 10	0.05

FIGURE 4.4 – Paramètres de fonctionnement des composants du système de contrôle d'attitude.

## Télécommunications

Débit de données à transmettre	Paramètres				
	<i>température carte (en °C)</i>	<i>température antenne (en °C)</i>	<i>tension (en V)</i>	<i>courant (en mA)</i>	<i>puissance (en W)</i>
1200 bps	[-20;45]	[-30;70]	[6;8.4]	168	0.5
2400 bps	[-20;45]	[-30;70]	[6;8.4]	240	1.0
4800 bps	[-20;45]	[-30;70]	[6;8.4]	280	1.5
9600 bps	[-20;45]	[-30;70]	[6;8.4]	312	2.0

FIGURE 4.5 – Paramètres de fonctionnement des composants du système de communication en fonctions de la quantité de données à envoyer.

## Charge Utile GPS

Composants	Paramètres			
	<i>température (en °C)</i>	<i>tension (en V)</i>	<i>courant (en mA)</i>	<i>puissance (en W)</i>
carte GPS	[-40;85]	3.3		1.1
Antenne GPS	[-50;70]	5	100	0.5

FIGURE 4.6 – Paramètres de fonctionnement des composants de la charge utile GPS.

## Charge Utile Scintillateur

Composants	Paramètres	
	<i>température (en °C)</i>	<i>puissance (en W)</i>
EASIROC	[-40;85]	1.0
High Voltage	[-55;75]	0.5
SiPM	[0;40]	≈ 0
Scintillateur cristal & plastique	[-20;50]	0

FIGURE 4.7 – Paramètres de fonctionnement des composants de la charge utile scintillateur.



# 5 Établissement des budgets technique d'IGOsat

## 5.1 Session d'Ingénierie Concourante

Actuellement en fin de phase A, le projet IGOSAT a bénéficié de sa première session d'ingénierie concourante (CIC) le 21/08/2014 au sein de l'Université Paris Diderot, dans une salle dédiée à l'utilisation entre autres des méthodes d'ingénierie concourante.

Cette réunion de synthèse et d'avancement du projet a pour but de regrouper les données de chaque ingénieur expert dans un domaine particulier du projet. Elle a pour avantage de valoriser l'échange d'informations entre chaque acteur du projet, de faire le point mais aussi de mener une réflexion avec l'ensemble de l'équipe afin de détecter les éventuels problèmes ou incohérences entre chaque partie de la mission. C'est donc une session de travail conduite par l'ingénieur système autour d'un outil permettant d'avoir une vue structurée et partagée du système (ici nanosatellite).

C'est autour de IDM-CIC que s'est effectué notre travail. Ce logiciel, développé par le CNES, permet une description sous Excel de l'ensemble des équipements, sous-systèmes, charges utiles, phases de la mission du nanosatellite et permet l'établissement des budgets de puissances consommées et dissipées, budget de masse etc...

Elle a ainsi permis de regrouper certains acteurs du projet tels que le responsable scientifique de la mission Hubert Halloin, l'ingénieur mécanique et thermique, l'ingénieur chargé de l'architecture électrique, ainsi que l'ingénieur Système. Des chercheurs et professionnels de l'APC étaient notamment présents en tant que spectateurs : un chercheur et un maître de conférences à Paris Diderot, ainsi qu'un ingénieur électronicien et un ingénieur micro-électronicien de l'APC. Leur présence a aussi permis d'apporter leurs connaissances sur le projet et de donner des conseils afin de faire évoluer les idées et de nous questionner sur certaines problématiques de la mission.

Les points suivants ont ainsi pu être abordés :

- Présentation Projet/équipe, objectifs scientifiques, composition du système.
- Présentation IDM-CIC.
- Présentation de l'architecture mécanique : création des composants (formes des objets et propriétés), dimensionnement, contrainte de positionnement etc...
- Présentation de l'architecture électrique du sous-système d'alimentation.
- Vue d'ensemble du modèle (design) du nanosatellite. Gestion des données via l'onglet « système » de IDM, permettant de visualiser les bilans de masse centrage et inertie effectués (calculs automatiques) par IDM sur l'ensemble du système (plateforme et charge utile), budget de consommation et dissipation totalisé sur tout le système, avec et sans prise en compte des marges (30%, phase A).
- Présentation du dimensionnement et contraintes thermique sur Systema/Thermica.

## 5.2 Etablissement du budget de puissance

Comme dit précédemment, le logiciel IDM-CIC nous a permis d'établir un budget de puissance du nanosatellite. Les différents modes de fonctionnement vu dans le chapitre 3 ont été rajoutés dans ce classeur excel. En effet, une fois avoir rempli dans chaque feuille de sous-système les valeurs de consommations de chaque équipements, nous pouvons nous placer dans la feuille "système" afin d'indiquer ces différents modes, et mettre *ON* ou *OFF* pour chaque composant en fonction du mode où l'on se trouve (de la même façon que la figure).

Etant en phase A, une marge de 30 % a été ajoutée pour chaque équipement. Une marge système de 30% supplémentaire vient compléter cette étude sur le budget de puissance afin de prendre large et de tenir compte des éventuelles incertitudes et variations sur les paramètres housekeeping (températures...).

Sous-systèmes	MC	MP	MS	MD	MM1		MM2		MM2	
					SCI	EM	GPS	EM	PL	EM
<b>Consommation totale avec 30% de marge pour chaque composant (en W)</b>	0.962	4.442	2.492	2.492	3.627	3.627	4.572	3.627	6.522	3.627
<b>Consommation totale avec 30% de marge système en plus (en W)</b>	1.250	5.774	3.239	3.239	4.715	4.715	5.943	4.715	8.478	4.715

FIGURE 5.1 – Tableau du budget de puissance consommé par la plateforme et la charge utile en fonction de chaque modes de fonctionnement du satellite, avec et sans marge système.

Un tableau plus détaillé sur le budget de consommation du cubesat obtenu avec le logiciel IDM-CIC se trouve en Annexe ; on pourra y trouver notamment les puissances consommées sans marge sur les composants.

## 5.3 Etablissement du budget de masse

La masse du nanosatellite ne doit pas excéder 4 kg d'après les spécifications cubesat **CDS 2.2.16** [2].

La masse de notre cubesat est estimée à 3.77 kg en prenant une marge de 20 % étant donné que nous sommes qu'en phase A du projet et afin d'éviter de déborder sur la masse imposée. Cependant, même si cela n'as pas été encore effectué, il est déjà possible de diminuer le pourcentage de masse de certains équipements tels que les composants dit "sur étagères" (COTS) car leur masse est déjà bien déterminé et ne devrait pas varier.

La masse des différents câbles pour les capteurs tels que le magnétomètre, les senseurs solaires, les thermostats, n'a pas encore été prise en compte ainsi que celle des vis de fixation (entretoises et rondelles) ; cependant la masse du matériel utilisée pour la structure est comprise dans les 3.77 kg.

<b>Sous-systèmes</b>	<b>Masse (Kg)</b>	
	<b>Sans marge</b>	<b>Avec marge de 20%</b>
<b>Structure</b>	0.57	0.68
<b>Alimentation</b>	0.54	0.65
<b>ODB</b>	0.06	0.07
<b>SCAO</b>	0.22	0.27
<b>Communication</b>	0.29	0.35
<b>Module Thermique</b>	0.07	0.08
<b>Poids d'équilibre</b>	1.09	1.31
<b>CU GPS</b>	0.22	0.26
<b>CU Scintillateur</b>	0.08	0.10
<b>Total</b>	<b>3.14</b>	<b>3.77</b>

FIGURE 5.2 – Tableau du budget de masse pour la charge utile et la plateforme, indiquant la somme obtenue pour chaque sous-systèmes et le total pour l'ensemble du système avec et sans marge.

Il n'y a pas eu de marge système prise, en plus de la marge prise pour chaque sous-systèmes, pour l'établissement du budget de masse. Le résultat total obtenu, avec marge, est conforme et reste inférieur aux 4 kg de masses limitées par le **CDS 2.2.16**. Un tableau plus détaillé sur le budget de masse du cubesat se trouve en Annexe.

# Conclusion

L'objectif du stage était de définir, avec l'équipe de stagiaires constituant le projet durant cette période, une définition et un dimensionnement préliminaire d'IGOSAT. Une modélisation via les outils IDM-CIC et Systema, a été réalisé par l'un des stagiaires de l'équipe, permettant d'avoir une représentation de l'ensemble du satellite, et de référencer tailles et positions des pièces qui seront assemblés dans le cubesat. Cependant, en raison des problèmes qui sont intervenus lors du stage, cela a ralenti le rythme de travail initialement fixé, ce qui peut expliquer que les objectifs n'ont pas été atteints dans leur intégralité.

Le stagiaire et/ou l'ingénieur suivant devront ainsi compléter le simulateur comportemental d'IGOSAT, et cela serait intéressant qu'un informaticien prenne le relais afin de permettre le développement de codes plus poussés, tout en travaillant en parallèle avec un ingénieur système, notamment pour la partie physique.

Pas mal d'éléments ne sont pas encore déterminés et/ou confirmés sur l'ensemble du projet, tels que le choix définitif de certains composants, ainsi que leurs emplacements au sein du cubesat, leurs consommations etc... Les spécifications d'interface devront ainsi être actualisées et poursuivies par les prochains étudiants.

Le projet devrait rentrer en phase B dès septembre 2014, et nous devrions passer à une définition détaillée complète de l'ensemble du satellite, en passant notamment par l'achat de matériels commerciaux.

Ce stage m'a permis d'avoir vraiment une vision globale du satellite, notamment par l'établissement des modes de fonctionnement du nanosatellite, sans rentrer dans la réalisation détaillée des équipements. Ceci nécessite d'être régulièrement en interactions avec tous les étudiants qui travaillent sur les sous-systèmes précis tels que les cartes électroniques, l'étude thermique, la modélisation de l'architecture... ce qui est un réel enrichissement professionnel.

Pour conclure ce stage, nous avons eu l'occasion avec l'ensemble de l'équipe et le responsable scientifique de préparer et faire une session d'ingénierie concurrente dans une salle qui y est dédiée. Cela m'a permis d'avoir un exemple concret de ce que c'était et de comment se déroulait ce type de séance, et ce fut une réelle opportunité pour moi de mener avec le responsable scientifique cette session.

J'ai pu mettre en pratique les enseignements dispensés dans le master OSAE sur l'ingénierie système, à savoir l'importance de l'ingénieur système qui fait le lien entre l'ensemble des ingénieurs spécialistes du projet. J'ai ainsi, en tant qu'ingénieur système, fait de mon mieux pour maintenir une cohérence entre l'ensemble des acteurs du projet.



# Référence

- [1] PC/104 Specification, Version 2.6, October 2008
- [2] CubeSat Design Specification (CDS), Rev.12, the CubeSat Program, California Polytechnic State University
- [3] Spécifications Techniques de Besoin ODB, IGOsat\_STB\_ODB\_16042014
- [4] ISIS CubeSat Structural Subsystem STS interface specification v2.0
- [5] Spécifications Missions « IGOSAT » IGOsat-SM
- [6] STX Module [http://www.stx.info/main\\_me\\_module.html](http://www.stx.info/main_me_module.html)
- [7] Preliminary Design and Thermal Study of the IGOsat Project, Pedro Lopes, 2014
- [8] Spécifications Charge Utile Scintillateur, Hilaire Paul, 2014
- [9] STB Charge Utile, GPS Ari Jeannin, Odysseas Platsakis, IGOSAT\_STB\_GPS\_16052014
- [10] STB ODB, Colin Gonzales, IGOSAT\_STB\_ODB\_16042014
- [11] Pré-rapport architecture électrique, Mohamed Cheikh, version 2
- [12] TARANIS XGRE-Sensors, ICD (Interface Control Document) TAR-CI-S-7-XG-7901-APC\_(DCI\_XGRE\_Sensor), Version 9
- [13] The 4S Symposium 2014-N.Combier
- [14] Rapport SCAO1, 12-05-2014

# Annexe

V Platform											Target wet mass [Kg] :	0
+ -	Subsystem	Equipment				Forced values		Input values				
		Name	Quantity	Mass [Kg]	Margin [%]	Mass [Kg]	Margin [%]	Without margin [Kg]	Margin [%]	Margin [Kg]	Including margin [Kg]	% of total
V	Structure							0,57	20,00%	0,11	0,68	18,10%
		External Structure I	2	0,09	20,00%			0,18	20,00%	0,04	0,22	
		Shear Panel Sides	4	0,04	20,00%			0,17	20,00%	0,03	0,21	
		Shear Panel Tops	2	0,02	20,00%			0,03	20,00%	0,01	0,04	
		Stack	3	0,06	20,00%			0,18	20,00%	0,04	0,21	
V	Power							0,54	20,00%	0,11	0,65	17,25%
		Battery	1	0,20	20,00%			0,20	20,00%	0,04	0,24	
		Solar Panel Side	12	0,03	20,00%			0,31	20,00%	0,06	0,37	
		Solar Panel Top	1	0,03	20,00%			0,03	20,00%	0,01	0,03	
V	Computer							0,06	20,00%	0,01	0,07	1,79%
		ISIS Computer	1	0,06	20,00%			0,06	20,00%	0,01	0,07	
V	Attitude Control System							0,22	20,00%	0,04	0,27	7,07%
		Torquer Board	1	0,20	20,00%			0,20	20,00%	0,04	0,23	
		Sun Sensor	5	0,01	20,00%			0,03	20,00%	0,01	0,03	
		Magnetometer	1	0,00	20,00%			0,00	20,00%	0,00	0,00	
V	Communications							0,29	20,00%	0,06	0,35	9,40%
		AMSAT-F	1	0,19	20,00%			0,19	20,00%	0,04	0,23	
		ISIS UHF/VHF anter	1	0,10	20,00%			0,10	20,00%	0,02	0,12	
V	Thermal Control							0,07	20,00%	0,01	0,08	2,11%
		Thermal Control	1	0,07	20,00%			0,07	20,00%	0,01	0,08	
V	Harness							1,09	20,00%	0,22	1,31	34,70%
		Balance 1	1	0,26	20,00%			0,26	20,00%	0,05	0,31	
		Stack Connector	4	0,02	20,00%			0,06	20,00%	0,01	0,08	
		Balance 2	1	0,26	20,00%			0,26	20,00%	0,05	0,31	
		Balance 3	1	0,26	20,00%			0,26	20,00%	0,05	0,31	
		Balance 4	1	0,26	20,00%			0,26	20,00%	0,05	0,31	
Total dry (excl. Adapter)								2,834350805		0,5668702	3,401220966	
System mass margin (excl. Adapter)									0,00%		0	
Total dry with margin (excl. Adapter)											3,401220966	

FIGURE 5.3 – Budget de masse détaillé pour la plateforme, obtenu sur le logiciel IDM-CIC.

V Payload											Target wet mass [Kg] :	0
+ -	Subsystem	Equipment				Forced values		Input values				
		Name	Quantity	Mass [Kg]	Margin [%]	Mass [Kg]	Margin [%]	Without margin [Kg]	Margin [%]	Margin [Kg]	Including margin [Kg]	% of total
V	Harness							0,00	0,00%	0,00	0,00	0,00%
V	Subsystem GPS							0,22	20,00%	0,04	0,26	7,00%
		GPS Receiver OEM	1	0,07	20,00%			0,07	20,00%	0,01	0,08	
		Antenna AT2775	1	0,15	20,00%			0,15	20,00%	0,03	0,18	
V	Scintillator							0,08	20,00%	0,02	0,10	2,59%
		Easiroc	1	0,04	20,00%			0,04	20,00%	0,01	0,05	
		SiPM + Scintillator	1	0,04	20,00%			0,04	20,00%	0,01	0,05	
Total dry (excl. Adapter)								0,300729035		0,0601458	0,360874842	
System mass margin (excl. Adapter)									0,00%		0	
Total dry with margin (excl. Adapter)											0,360874842	
Propellant mass								0		0	0	
Total wet mass											0,360874842	
Total dry mass without system margins								3,13507984		0,627016	3,762095807	
Total dry mass including system margins											3,762095807	
Total propellant mass								0		0	0	
Total wet mass including all margins											3,762095807	

FIGURE 5.4 – Budget de masse détaillé pour la charge utile, obtenu sur le logiciel IDM-CIC.

Platform			mode CALLOU	mode PLATEFORME	mode SURVE	mode MISSION 1 scot	mode MISSION 2 GPS	mode MISSION 2 emission	mode MISSION 3 PL	mode MISSION 3 emission	Detumbling	
Thermal module 1	V ISS Computer	Element Mode >	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	
		Without margin [W]	0.74	3.417	1.917	1.29	2.79	1.917	2.79	1.917	2.79	1.917
		Including margin [W]	0.962	4.4421	2.4921	1.677	3.627	2.4921	3.627	2.4921	3.627	2.4921
		Equipment mode >	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON
		Margin (%)	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4
		Including margin [W]	0.12	0.12	0.12	0.12	0.12	0.12	0.12	0.12	0.12	0.12
	V AIRSAT-F	Element mode >	ON (RX)	ON 4800 bps (TX + RX)	ON (RX)	ON (RX)	ON 4800 bps (TX + RX)	ON (RX)	ON 4800 bps (TX + RX)	ON (RX)	ON 4800 bps (TX + RX)	ON (RX)
		Without margin [W]	0.52	0.52	0.52	0.52	0.52	0.52	0.52	0.52	0.52	0.52
		Including margin [W]	0.195	1.695	1.195	0.195	1.695	1.195	1.695	1.195	1.695	1.195
		Equipment mode >	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON
		Margin (%)	0.5335	2.2035	0.5335	0.5335	2.2035	0.5335	2.2035	0.5335	2.2035	0.5335
		Including margin [W]	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125
V Battery	Element mode >	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	ON	
	Without margin [W]	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	
	Including margin [W]	0.0375	0.0375	0.0375	0.0375	0.0375	0.0375	0.0375	0.0375	0.0375	0.0375	
	Equipment mode >	OFF	ON (X3)	ON (X3)	OFF	ON (X3)	ON (X3)	OFF	ON (X3)	ON (X3)	ON (X3)	
	Margin (%)	0.1625	0.1625	0.1625	0.1625	0.1625	0.1625	0.1625	0.1625	0.1625	0.1625	
	Including margin [W]	0	0.627	0	0	0.627	0	0.627	0	0.627	0	
V Torquer Board	Element mode >	OFF	ON (X3)	ON (X3)	OFF	ON (X3)	ON (X3)	OFF	ON (X3)	ON (X3)	ON (X3)	
	Without margin [W]	0	0.627	0.627	0	0	0.627	0	0.627	0.627	0.627	
	Including margin [W]	0	0.1881	0	0	0.1881	0	0.1881	0	0.1881	0	
	Equipment mode >	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	ON	
	Margin (%)	0	0.1881	0.1881	0	0	0.1881	0	0.1881	0.1881	0.1881	
	Including margin [W]	0	0.6151	0	0	0.6151	0	0.6151	0	0.6151	0	
V Sun Sensor	Element mode >	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	ON	
	Without margin [W]	0	0.05	0.05	0	0.05	0.05	0	0.05	0.05	0.05	
	Including margin [W]	0	0.015	0.015	0	0.015	0.015	0	0.015	0.015	0.015	
	Equipment mode >	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	ON	
	Margin (%)	0	0.065	0.065	0	0.065	0.065	0	0.065	0.065	0.065	
	Including margin [W]	0	0.05	0.05	0	0.05	0.05	0	0.05	0.05	0.05	
V Sun Sensor	Element mode >	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	ON	
	Without margin [W]	0	0.065	0.065	0	0.065	0.065	0	0.065	0.065	0.065	
	Including margin [W]	0	0.015	0.015	0	0.015	0.015	0	0.015	0.015	0.015	
	Equipment mode >	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	ON	
	Margin (%)	0	0.065	0.065	0	0.065	0.065	0	0.065	0.065	0.065	
	Including margin [W]	0	0.05	0.05	0	0.05	0.05	0	0.05	0.05	0.05	
V Sun Sensor	Element mode >	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	ON	
	Without margin [W]	0	0.05	0.05	0	0.05	0.05	0	0.05	0.05	0.05	
	Including margin [W]	0	0.015	0.015	0	0.015	0.015	0	0.015	0.015	0.015	
	Equipment mode >	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	OFF	ON	ON	ON	
	Margin (%)	0	0.065	0.065	0	0.065	0.065	0	0.065	0.065	0.065	
	Including margin [W]	0	0.05	0.05	0	0.05	0.05	0	0.05	0.05	0.05	

FIGURE 5.5 – Budget de consommation de puissance détaillé, pour la plateforme, obtenu sur le logiciel IDM-CIC.



V Payload		Element Mode >	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom	Custom
+	Thermal module	Instance	Without margin [W]	0	0	1.5	0	1.6	0	3.1	0	0	0	0	0	0	0	0
-	Thermal module 1	1	Including margin [W]	0	0	1.95	0	2.08	0	4.03	0	0	0	0	0	0	0	0
			Equipment mode >	OFF	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	ON	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF
			30.00%	0	0	0	0	1.1	0	1.1	0	0	0	0	0	0	0	0
	V GPS Receiver 021615	1	Without margin [W]	0	0	0	0	0.33	0	0.33	0	0	0	0	0	0	0	0
			Including margin [W]	0	0	0	0	1.43	0	1.43	0	0	0	0	0	0	0	0
			Equipment mode >	OFF	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	ON	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF
	V Antenna A12775	1	Without margin [W]	0	0	0	0	0.5	0	0.5	0	0	0	0	0	0	0	0
			Margin [N]	0	0	0	0	0.15	0	0.15	0	0	0	0	0	0	0	0
			Including margin [W]	0	0	0	0	0.65	0	0.65	0	0	0	0	0	0	0	0
			Equipment mode >	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	OFF	ON	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF
	V Easrec	1	Without margin [W]	0	0	1	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
			Margin [N]	0	0	0.3	0	0	0	0.3	0	0	0	0	0	0	0	0
			Including margin [W]	0	0	1.3	0	0	0	1.3	0	0	0	0	0	0	0	0
			Equipment mode >	OFF	OFF	ON (EBCO)	OFF	OFF	OFF	ON (EBCO)	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF	OFF
	V SPU - Scintillator	1	Without margin [W]	0	0	0.15	0	0	0	0.5	0	0	0	0	0	0	0	0
			Margin [N]	0	0	0.15	0	0	0	0.15	0	0	0	0	0	0	0	0
			Including margin [W]	0	0	0.65	0	0	0	0.65	0	0	0	0	0	0	0	0
			Equipment mode >	0	0	1.5	0	1.6	0	3.1	0	0	0	0	0	0	0	0
			Consumed power without margin	0	0	1.95	0	2.08	0	4.03	0	0	0	0	0	0	0	0
			Consumed power including margin	0	0	0.595	0	0.624	0	1.209	0	0	0	0	0	0	0	0
			System consumed power margin	0	0	2.525	0	2.704	0	5.239	0	0	0	0	0	0	0	0
			Total consumed power with margin	0.74	3.417	2.79	1.917	3.517	2.79	5.017	2.79	2.79	2.79	2.79	2.79	2.79	2.79	1.917
			Total consumed power without margin	0.952	4.421	3.627	2.521	4.571	3.627	5.521	3.627	3.627	3.627	3.627	3.627	3.627	3.627	2.421
			Total consumed power margin	0.2086	1.3263	1.6881	0.74763	1.3763	1.6881	1.9563	1.6881	1.6881	1.6881	1.6881	1.6881	1.6881	1.6881	0.74763
			Total consumed power including system margin	1.2596	5.77473	4.7151	3.25973	5.94773	4.7151	8.47873	4.7151	4.7151	4.7151	4.7151	4.7151	4.7151	4.7151	3.25973

FIGURE 5.7 – Budget de consommation de puissance détaillé, pour la charge utile, obtenu sur le logiciel IDM-CIC.

# IGOSAT

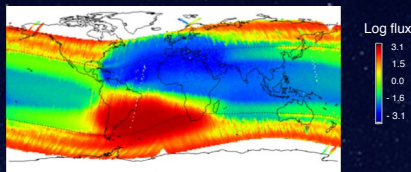
## IONOSPHERIC AND GAMMA-RAY OBSERVATIONS SATELLITE



With the support of the French Space Agency (CNES) and the University Paris Diderot, three laboratories (APC, IPGP and AIM), gathered within the LabEx (Laboratory of Excellence) UnivEarthS initiative, started in 2012 the development of the nanosatellite IGOSat. Two payloads are currently being developed for IGOSat: a new generation of high-energy particles scintillator and a dual-frequency GPS receiver. Presently in phase A, the project is scheduled to enter phase B in September 2014, with an expected launch in 2017 or 2018.

### OBJECTIVES

Two main scientific objectives are expected to be completed with the IGOSat mission. The first goal is to map the gamma-rays and high energy electrons on LEO (Low Earth Orbit) in the polar cusps and the South Atlantic Anomaly. Simultaneously, the Total Electron Content of the ionosphere (the upper layer of the atmosphere constituted of a diluted ionized gas, at an altitude between 90 and 600 km) will be measured in the same zones. From these two measurements, the correlation between the solar activity, the radiation belts contents and the ionization of the upper atmosphere will be studied.



200keV electron flux, measured by the satellite Demeter (650km orbit)

### PLATFORM

Our 2 payloads will be hosted on a 3U CubeSat platform, orbiting the Earth at an altitude of about 650 km and inclination of about 97°.

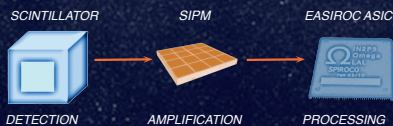
If the scintillator doesn't need any specific orientation of the satellite the GNSS antenna has to be pointed towards the ionospheric layer. To simplify the pointing strategy, it is planned to point the antenna roughly opposite to the satellite's velocity. The attitude control system (AOCS) is presently being developed to achieve a coarse pointing accuracy of about 10°.

Because of the capacity of the power system (allowing a mean consumption of about 4W) and the limited telecommunication bandwidth (UHF link, about 5kbit/s) the payloads cannot be turned on full time. Hence, different operational modes have been designed, depending of the needs in term of desired data, localization, batteries filling ratio and available memory.

### 1<sup>st</sup> PAYLOAD : SCINTILLATOR

The scintillator onboard IGOSat for detecting high-energy gamma-rays and electrons is based on the technology developed for the TARANIS microsatellite (dedicated to the study of stormy regions).

The charged particles and photons detector consists of three parts: a cubic organic scintillator (also known as a plastic scintillator) with an inorganic scintillator (LaBr3 crystal) encased in it. The light impulses are read with a silicon photomultiplier followed by an EASIROC (Extended Analogue Silicon pm Integrated Read Out Chip) ASIC.



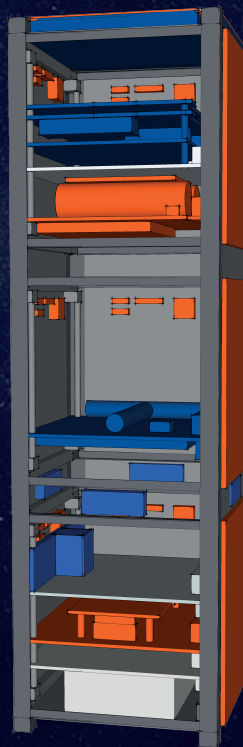
The plastic scintillator will essentially be sensitive to electrons and protons, whereas the LaBr3 crystal also detects gamma photons. Combining these two sets of data allows for the precise calculation of the population density for these two particle types (coincidence detection).

To avoid the difficulty of generating high voltage onboard IGOSat, a SiPM (Silicon Photomultipliers) array, constituted of a matrix of avalanche photodiodes, should be used instead of the 'standard' photomultiplier tube. SiPM arrays and ASIC have never been flown in space and the IGOSat flight will be a valuable qualification test for this technology.

### EXPECTED RESULTS

Not only is IGOSat a pedagogical project, but its results will be scientifically valuable for the institutes involved in the project. The first science objective is a better knowledge of the electron and gamma population and TEC in 3 areas of interest. These zones are critical for spacecraft on LEO orbit because of the high density of charged particles and gamma-rays.

Another objective of the IGOSat is to study the correlation between the TEC and the flux of electrons and gammas in the same 3 areas. IGOSat team is also working on the feasibility of observing tsunamis thanks to TEC measurements. When crossing the ionosphere, gravity waves produce a strong variability in the electrons density. While very hypothetical with IGOSat, observing electrons density waves caused by a tsunami or earthquake would be of great scientific interest.



### 2<sup>nd</sup> PAYLOAD : GPS

The dual-frequency GPS receiver will measure the Total Electronic Content of the ionosphere. The receiver will measure phase differences between two GNSS carrier signals through the ionosphere at 1,2 GHz (L1) and 1,6 GHz (L2). The ionosphere is a dispersive medium which introduces a propagation delay in a signal of a defined frequency.

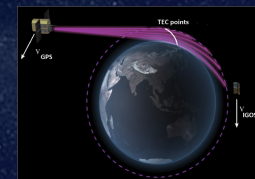


Diagram of the radio occultations

The phase difference between the two carrier signals will give us information about the cumulative electronic density on the aiming line between the GNSS satellite and our receiver.

$$\Delta T = \frac{e^2}{4\pi\epsilon_0} \left( \frac{1}{f_{L1}^2} - \frac{1}{f_{L2}^2} \right) TEC \quad \text{with} \quad TEC = \int_{\text{satellite}}^{\text{receiver}} N_e ds$$

The dual frequency receiver (OEM-615 from Novatel) is connected to a patch antenna, specifically designed for IGOSat.



### TEAM ORGANIZATION

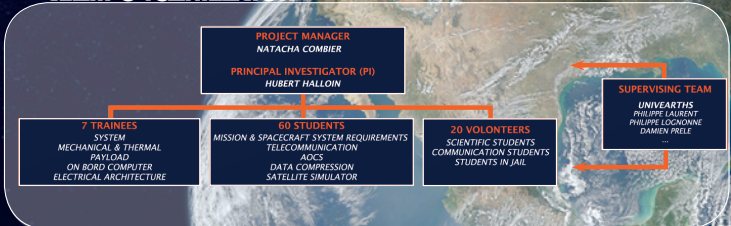


FIGURE 5.8 – Poster pour la présentation d'IGOSAT au colloque Symposium 4S à Majorque.